TECHNIKA LOTNICZA

ORGAN ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

Nr 1 STYCZEŃ 1939 Rok II

PZO WARSZAWA

Polskie Zakłady Optyczne

Sp. Akc.

Warszawa, ul. Grochowska 316
Telefon 10-40-80

produkują według własnych konstrukcji:



w dziale optycznym: mikroskopy, lornetki i wszelkie przyrządy optyczne, pomiarowe i celownicze.

w dziale lotniczym: aparaty fotograficzne, busole, chyłomierze i inne przyrządy pokładowe.



S. Peretjatkowicz i S-ka

Sp. z ograniczoną odpowiedzialnością

TELETECHNIKA
ELEKTROMEDYCYNA
TECHNIKA POMIAROWA

WARSZAWA

Al. Jerozolimska 37 Tel.: 8-30-47 i 8-30-72

MASZYNY
I APARATY ELEKTRYCZNE
DO SPECJALNYCH CELÓW

WYTWÓRNIA
APARATÓW ELEKTRYCZNYCH
K. W. PUSTOŁA
SPÓŁKA KOMANDYTOWA

WARSZAWA 4,
JAGIELLOŃSKA 4 6, TELEFON: 10-33-26 i 10-33-30



AKUMULATORY

ołowiane i
żelazo-niklowe

ZAT TUDOR

wszelkich typów

TUDOR S. A.

Warszawa, ul. Złota 35 tel. 562-60
Oddziały:
Bydgoszcz, Poznań, Katowice, Lwów


'MINIX'
RAGOSINE OIL
CO-LTD
LONDON
ŚWIATOWEJ SŁAWY
ODPOWIADAJĄ WYMOGOM PRZEPISÓW I.T.L.
OLEJE
LOTNICZE
GENERALNY REPREZENTANT NA POLSKĘ i W.M. GDAŃSK
ZAKŁADY CHEMICZNE
STANISŁAW BORKIEWICZ i S-ka
WARSZAWA, RADZYMIŃSKA 118.

TECHNIKA LOTNICZA

ORGAN ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

WYDAWANY Z POPARCIEM ZRZESZENIA POLSKICH PRZEMYSŁOWCÓW LOTNICZYCH

WARSZAWA — STYCZEŃ 1939 r. — Nr 1

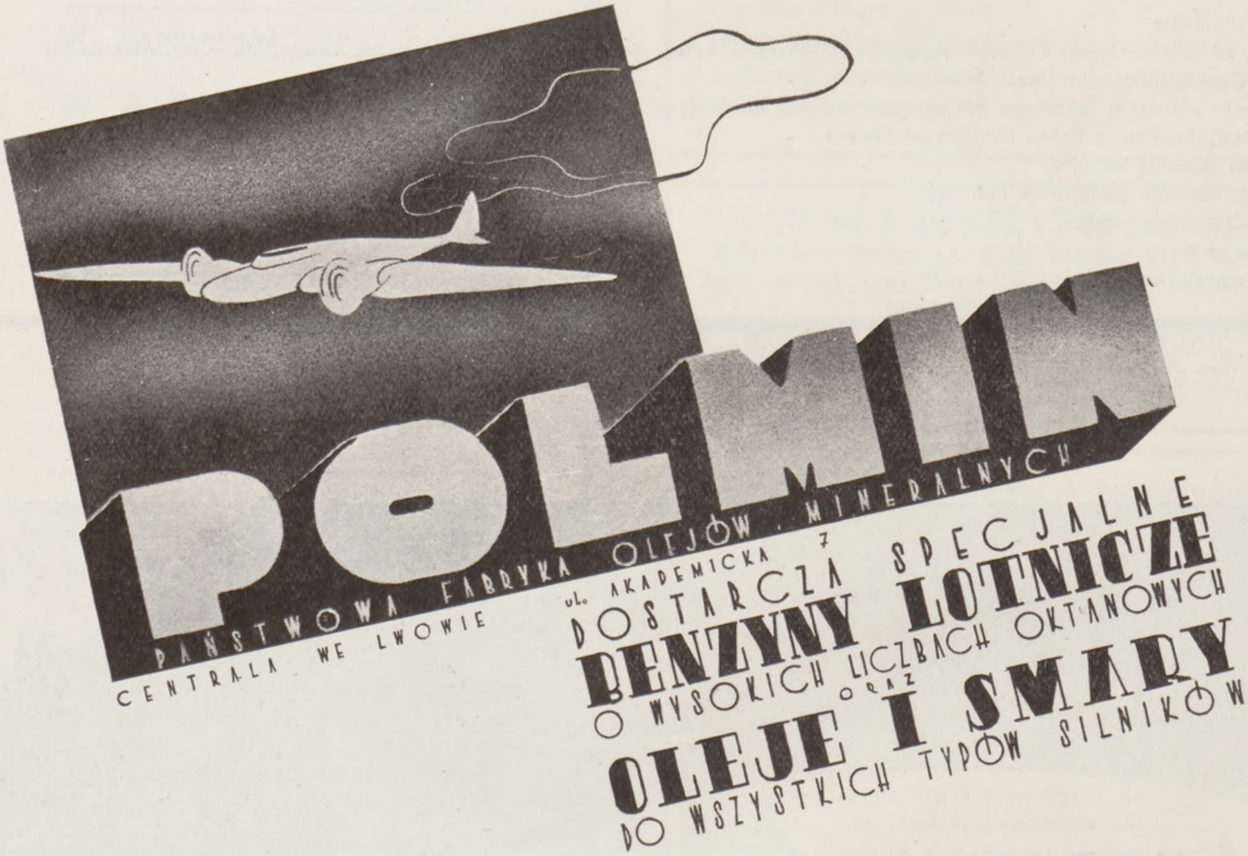
Redaktor Naczelny i Działu Silnikowego: Inż. JAN TUSZYŃSKI. — Redaktor Działu Płatowcowego: Inż. STANISŁAW PIĄTKOWSKI

PRZEDPŁATA (z przesyłką): w kraju kwartalnie zł 3.50 (dla studiujących zł 2.40), rocznie zł 14.00 (9.60), za granicą zł 20.00. Cena pojedynczego numeru zł 1.50 (nie dotyczy numerów specjalnych). Wpłaty należy dokonywać na konto PKO Nr 28.358 lub pocztowymi przekazami rozrachunkowymi wolnymi od opłat pocztowych.— Nr rozrachunku 283.

Wydawca: Inż. STANISŁAW PĘDZICH.

REDAKCJA i ADMINISTRACJA: **Al. Szucha 4 m. 66, tel. 705-13, godziny przyjęć: administracja codziennie godz. 10—15; redaktorzy poniedziałki i czwartki 18 — 19.**

SPIS RZECZY:


POLMIN
PAŃSTWOWA FABRYKA OLEJÓW MINERALNYCH
CENTRALA WE LWOWIE
ul. AKADEMICKA 7
DOSTARCZA SPECJALNE
BENZYNY LOTNICZE
O WYSOKICH LICZBACH OKTANOWYCH
ORAZ
OLEJE I SMARY
DO WSZYSTKICH TYPÓW SILNIKÓW

DO CZYTELNIKÓW

Dorocznym zwyczajem rozpoczynamy druk nowego rocznika „Techniki Lotniczej" omówieniem programu naszej dalszej działalności. Program ten jest konsekwencją naczelnej wytycznej naszej dotychczasowej pracy wydawniczej: uczynienia z „Techniki Lotniczej" podstawowego źródła wiadomości, potrzebnych technicznemu pracownikowi lotnictwa polskiego.

W dziedzinie artykułów oryginalnych i tłumaczonych zasadniczy kierunek pozostanie bez zmiany, działy te nie wymagają zatem szczegółowego omawiania; wystarczy, jeżeli wyrazimy nadzieję, że coraz liczniejszy zastęp współpracowników pozwoli na dalsze jeszcze zwiększenie ilości, a co najważniejsza jakości tych artykułów.

Nowością będzie wprowadzenie działu p. t. „Przegląd Techniki Lotniczej". Rozpadać się będzie on na trzy sekcje: czasopisma, nowy sprzęt i patenty. W przeciwieństwie do ubiegłego roku w przeglądzie czasopism będą uwzględniane jedynie nieliczne, najbardziej wartościowe artykuły, natomiast streszczenia ich będą tak obszerne, aby przeczytanie ich dawało dokładne pojęcie o treści artykułu, na co krótkie notatki, podawane w ub. r., naogół nie pozwalały.

Przegląd sprzętu będzie na razie oparty na opisach nowych samolotów i silników, podawanych w prasie zagranicznej. W najbliższej przyszłości zamierzamy nawiązać bezpośredni kontakt z wytwórniami lotniczymi, co pozwoli nam na otrzymywanie materiałów z pierwszej ręki i zwiększenie aktualności przeglądu.

Wreszcie przegląd patentów będzie podawał opisy ciekawych wynalazków z dziedziny lotnictwa, krajowych i zagranicznych, patentowanych w Polsce.

Kronika Związku Polskich Inżynierów Lotniczych, Wiadomości Zrzeszenia Polskich Przemysłowców Lotniczych, Nowe Wydawnictwa — to działy dobrze czytelnikom naszym znane, którymi zajmować się nie potrzebujemy.

W bieżącym roku rozpoczniemy zamieszczanie krótkich notatek, związanych z techniką lotniczą. Tematem ich będą wszelkiego rodzaju przyczynki techniczne, rzucanie nowych myśli i inne „ciekawostki"; spodziewamy się, że w ten sposób zdołamy doprowadzić do bardziej ożywionej, niż dotychczas, wymiany lotniczej myśli technicznej i pozyskać dla naszego pisma szereg tematów, które dotychczas nie były należycie wyzyskane.

Wszystkie wymienione działy „Techniki Lotniczej" są już reprezentowane w niniejszym zeszycie, za wyjątkiem przeglądu sprzętu lotniczego, który zostanie zainaugurowany w zeszycie następnym. Brak ten jest skompensowany, jak sądzimy, sprawozdaniem z Salonu Paryskiego, które może być w pewnym stopniu uznane za przegląd nowoczesnego sprzętu lotniczego.

Przedmiotem specjalnej opieki pozostanie, jak dotychczas, szata graficzna „Techniki Lotniczej". Staranne przygotowanie rysunków i dalsze postępy w układzie graficznym pisma będą świadczyły o znaczeniu, jakie przywiązujemy do tych wartości.

Mimo wysiłków, które czynimy dla podwyższenia poziomu „Techniki Lotniczej", i połączonych z tym kosztów, prenumerata „Techniki Lotniczej" zostanie obniżona z 4.50 na 3.50 zł kwartalnie. Pozwala nam na to zwiększenie ilości czytelników naszego pisma i związane z tym podwyższenie nakładu.

Podstawą, na jakiej opieramy powyższy program wydawniczy, pozostanie, podobnie jak za lat ubiegłych, poparcie finansowe, udzielane nam przez przemysł lotniczy. Wyraża się ono przede wszystkim w subsydium, przyznawanym „Technice Lotniczej" przez Zrzeszenie Polskich Przemysłowców Lotniczych, którego zrozumieniu dla naszych potrzeb w znacznym stopniu zawdzięczamy nasze dzisiejsze możliwości rozwojowe. Ponadto nasza współpraca z przemysłem obejmuje również prowadzoną przez nas w dziale ogłoszeniowym propagandę tego przemysłu. Z rosnącą skutecznością tej propagandy, wynikającą m. in. ze stale powiększanego nakładu „Techniki Lotniczej", idzie w parze zdobywanie przez nas coraz trwalszych podstaw materialnych, obracanych w całości na podwyższenie poziomu naszego pisma.

Podobnie, jak w wypadku każdego szerzej zakrojonego przedsięwzięcia, wynik naszej dotychczasowej pracy stał się możliwy jedynie dzięki harmonijnej współpracy szeregu osób i instytucji. Zjednoczone wysiłki Związku Polskich Inżynierów Lotniczych, przemysłu lotniczego ze Zrzeszeniem Polskich Przemysłowców Lotniczych na czele i licznych współpracowników naszego pisma — powinny stworzyć dzieło o wielkim znaczeniu dla rozwoju polskiego lotnictwa. Nadal harmonijnie zapowiadająca się współpraca jest najpewniejszą podstawą naszej wiary w dalszy rozwój „Techniki Lotniczej".

REDAKCJA TECHNIKI LOTNICZEJ

KOMISJA WYDAWNICZA ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

Środek sił poprzecznych i środek skręcenia przekrojów belek cienkościennych osadzonych swobodnie

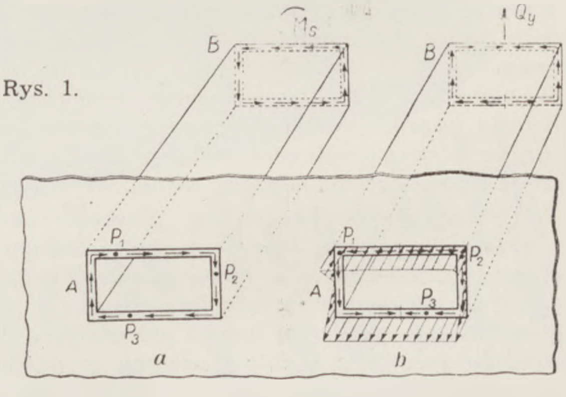
Inż. Aleksander Grzędzielski i inż. Jerzy Nowiński

W związku z rozpowszechnieniem się cienkościennych konstrukcji skorupowych sprawą nader ważną stało się wyjaśnienie podstaw racjonalnego obliczenia konstrukcji tego typu. Doświadczenie bowiem wykazało, że dawniejsze metody rachunkowe nie mogły być nadal stosowane i, że niektóre opinie głęboko zakorzenione w umysłach techników, winny być poddane rewizji. Jedną z takich nieaktualnych już dzisiaj opinii było mniemanie, że belka poddana działaniu sił poprzecznych przecinających jej oś podłużną (linię środków ciężkości przekrojów poprzecznych), ulega wyłącznie zginaniu. Obecnie wiemy, że można uniknąć skręcenia przekroju belki względem przekroju sąsiedniego tylko w tym wypadku, gdy siła poprzeczna przechodzi przez pewien szczególny punkt danego przekroju (t. zw. środek sił poprzecznych). Jednakże pewne wątpliwości nasuwa do tej pory inny szczególny punkt t. zw. środek skręcenia (punkt dokoła którego obraca się przekrój belki, poddanej czystemu skręcaniu) oraz związek, jaki łączy współrzędne środka sił poprzecznych i środka skręcenia. A przecież zagadnienie to posiada duże znaczenie nie tylko teoretyczne, ale i praktyczne (np. przy obliczaniu odkształceń skrętnych płatów i powstających w związku z tym zmian sił aerodynamicznych oraz drgań). Ze sprawą tą łączy się również kwestia istnienia t. zw. osi sprężystej.

W artykule niniejszym zamierzamy wykazać[1]), że utożsamianie środka sił poprzecznych ze środkiem skręcenia nie jest na ogół słuszne i, że o ile między położeniem środka sił poprzecznych i kształtem przekroju zachodzi ścisły związek, o tyle położenie środka skręcenia zależy w pierwszym rzędzie od rodzaju podparcia konstrukcji oraz oddalenia rozpatrywanego przekroju od przekroju końcowego, podpartego.

W rozumowaniach naszych ograniczamy się do rozpatrzenia belek osadzonych w sposób, który nazwiemy „swobodnym" oraz obciążonych stałym momentem skręcającym i momentem gnącym łącznie ze stałą siłą poprzeczną. Należy wyjaśnić jak rozumiemy powyższe założenia. Jeśli chodzi o pierwsze założenie, to jest zrozumiałe, że dla jednoznacznego opisania odkształceń belki należy ustalić jej położenie w przestrzeni. Można tego dokonać najprościej przez przyjęcie, że współrzędne trzech dowolnie obranych punktów przekroju końcowego (osadzonego) nie ulegają zmianie.[2]) Założenie to sprowadza się matematycznie do związania układu współrzędnych z pewną płaszczyzną, którą poprowadzić można przez dowolne trzy punkty przekroju belki. Obrany układ obciążeń realizować będziemy przez obciążenie drugiego (wolnego) końca belki siłą prostopadłą do jej osi, na ogół położoną dowolnie w płaszczyźnie przekroju końcowego. Z warunków równowagi napięć, działających na odcinek belki, ograniczony przekrojem końcowym i sąsiednim bardzo bliskim, wynika, że napięcia zewnętrzne winny być rozłożone według tego samego prawa, jakie normuje rozkład napięć wewnętrznych w przekrojach belki. Jeśli więc mówimy, że na koniec belki działa siła poprzeczna lub para sił (rozumiane jako obciążenie lub reakcje), to oznacza to, że sumując wektorowo napięcia zewnętrzne rozłożone w przekroju końcowym, otrzymujemy siłę wypadkową równą danej sile poprzecznej lub parę sił równą danej parze sił.

Rys. 1.



Na rys. 1 uwidoczniono dla przykładu w rzucie aksonometrycznym dwie belki, obciążone na końcach B i osadzone swobodnie końcami A (punkty oparcia np. P_1, P_2, P_3), z których jedna (a) poddana jest działaniu momentu skręcającego M_s, a druga (b) działaniu siły poprzecznej Q_y. Aczkolwiek obciążenie realizowane w praktyce nie odpowiada na ogół powyższym założeniom, to jednak wszystkie wzory podawane dla naprężeń w belkach oparte są na tych założeniach, mimo, że często nie jest to wyraźnie zaznaczone.

Rozpatrzmy teraz belkę cienkościenną o stałym przekroju, poddaną zginaniu i skręcaniu. Belkę (rys. 2) umieszczamy w układzie współrzędnych x, y, z w ten sposób, że jej oś podłużną kierujemy wzdłuż osi z, a jeden z przekrojów końcowych opieramy trzema punktami, np. P_1, P_2, P_3 o płaszczyznę x, y. Po odkształceniu współrzędne x, y, z punktów belki przyjmą wartości $\bar{x}$, $\bar{y}$, $\bar{z}$ na skutek przesunięć, jakich doznały. Składowe tych przesunięć w kierunku osi x, y, z oznaczamy przez $\bar{\xi}$, $\bar{\eta}$, $\bar{\zeta}$ (z kreskami). Są one

[1]) Szczegółowe wyprowadzenie podanych wzorów zawiera praca autorów, przygotowana do druku i poświęcona w całości teorii konstrukcji skorupowych.

[2]) Nie należy tego założenia rozumieć w ten sposób, że obrane trzy punkty oparcia służą do przeniesienia reakcji. Przeciwnie, jak to wyjaśniamy w dalszym ciągu, reakcje trzeba sobie wyobrazić w postaci napięć, rozłożonych w sposób ciągły wzdłuż obwodu przekroju oporowego. Warunek zaś oparcia belki jest warunkiem geometrycznym.

oczywiście na ogół funkcjami współrzędnych x, y, z i na wartość ich składają się przesunięcia sprężyste oraz przesunięcia belki, rozpatrywanej jako ciało sztywne. Na najogólniejsze przesunięcie sprężyste przekroju belki przy danym sposobie osadzenia i obciążenia składają się: przesunięcia w kierunku osi x i y, obroty dokoła prostych równoległych do osi współrzędnych oraz przesunięcia wywołane spaczeniem się przekroju (zakrzywieniem). Co do przesunięć belki jako całości, to wskutek spaczenia się przekroju oporowego i wobec unieruchomienia trzech jego punktów możliwe są jedynie obroty dokoła prostych równoległych do osi x i y oraz przesunięcia w kierunku osi z (wskutek spaczenia się przekroju oporowego). Jeśli przez $\xi(z)$ i $\eta(z)$ oznaczymy przesunięcia przekroju w kierunku osi x i y, a przez $\vartheta(z)$ kąt obrotu przekroju względem przekroju oporowego, to w przypadku skręcania otrzymujemy następujące wyrażenia dla przesunięć całkowitych $\bar{\xi}$, $\bar{\eta}$, $\bar{\zeta}$:

$$\bar{\xi} = \xi(z) - \vartheta(z)\, y, \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (1a)$$

$$\bar{\eta} = \eta(z) + \vartheta(z)\, x, \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (1b)$$

$$\bar{\zeta} = \zeta_1(s). \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (1c)$$

Wyrażenia te w przypadku skręcania stałym momentem i gdy przekrój belki jest zamknięty przybierają (ponieważ $\frac{d\,\xi(z)}{dz}$, $\frac{d\eta(z)}{dz}$, $\frac{d\,\vartheta(z)}{dz}$ są stałe) postać:

$$\bar{\xi} = \left|\frac{d\,\xi(z)}{dz}\right|_0 z - \left|\frac{d\,\vartheta(z)}{dz}\right|_0 yz, \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (2a)$$

$$\bar{\eta} = \left|\frac{d\,\eta(z)}{dz}\right|_0 z + \left|\frac{d\,\vartheta(z)}{dz}\right|_0 xz, \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (2b)$$

$$\bar{\zeta} = \zeta_1(s) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (2c)$$

Dla zginania natomiast otrzymujemy

$$\bar{\xi} = \xi(z), \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (3a)$$

$$\bar{\eta} = \eta(z) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (3b)$$

$$\bar{\zeta} = -\frac{d\,\xi(z)}{dz}\, x - \frac{d\,\eta(z)}{dz} \cdot y + \zeta_2(s), \quad . \quad (3c)$$

przy czym w przypadku stałej siły poprzecznej, wielkości $\frac{d^3\xi(z)}{dz^3}$ oraz $\frac{d^3\eta(z)}{dz^3}$ są stałe.

We wzorach powyższych przez $\zeta_1(s)$ i $\zeta_2(s)$ oznaczono odpowiednio przesunięcia wskutek spaczenia się przekroju przy skręcaniu i zginaniu. Niezależność funkcji ζ od zmiennej z wynika z poczynionych założeń, że osadzenie belki dopuszcza swobodne paczenie się przekrojów oraz, że moment skręcający względnie siła poprzeczna nie ulegają zmianie wzdłuż długości belki.

Z rozważań nad równowagą napięć, działających na element ścianki, oraz z równań równowagi napięć wewnętrznych i zewnętrznych otrzymujemy następujące wzory, na które częściowo będziemy się w dalszym ciągu powoływać:

naprężenie ścinające pod działaniem siły poprzecznej Q (Q_x, Q_y)

$$\delta\tau = -\frac{Q_x}{I_y}\int_0^s \delta x\, ds - \frac{Q_y}{I_x}\int_0^s \delta y\, ds + \frac{Q_x}{I_y}\,\frac{\oint S_y \frac{ds}{\delta}}{\oint \frac{ds}{\delta}} + \frac{Q_y}{I_x}\,\frac{\oint S_x \frac{ds}{\delta}}{\oint \frac{ds}{\delta}}, \quad . \quad . \quad . \quad (4)$$

naprężenie normalne pod działaniem momentu zginającego

$$\sigma = \frac{M_x}{I_x}\, y - \frac{M_y}{I_y}\, x, \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (5)$$

naprężenie ścinające pod działaniem momentu skręcającego M_s

$$\tau = \frac{M_s}{2\delta F}, \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (6)$$

wielkość przesunięcia $\bar{\zeta}$ dowolnego punktu przekroju przy skręcaniu

$$\bar{\zeta} = \frac{M_s}{2\,GF}\int_0^s \frac{ds}{\delta} - \frac{M_s}{4\,GF^2}\oint \frac{ds}{\delta}\int_0^s r\,ds - \left|\frac{d\,\xi(z)}{dz}\right|_0 (x - x_0) - \left|\frac{d\,\eta(z)}{dz}\right|_0 (y - y_0) + \zeta_0 \quad . \quad . \quad (7)$$

kąt skręcenia na jednostkę długości belki

$$\left|\frac{d\,\vartheta(z)}{dz}\right|_0 = \frac{M_s}{4GF^2}\oint \frac{ds}{\delta} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (8)$$

Wzory powyższe dotyczą przekrojów zamkniętych (dwuspójnych), przy czym oznaczenie użytych symboli jest następujące:

x, y, z układ osi współrzędnych, gdzie

x, y — główne środkowe osie bezwładności przekroju poprzecznego,

z — oś podłużna belki (początek O układu x, y, z położony jest w środku ciężkości przekroju oporowego),

r — prostopadła opuszczona z punktu, w którym oś z przebija dany przekrój, na styczną do konturu przekroju,

s — odległość dowolnego punktu na konturze przekroju od punktu obranego za początek rachuby (x_0, y_0), mierzona po konturze w kierunku przeciwnym obrotowi wskazówek zegara,

F — pole zawarte wewnątrz konturu,

δ — grubość ścianek (na ogół funkcja s),

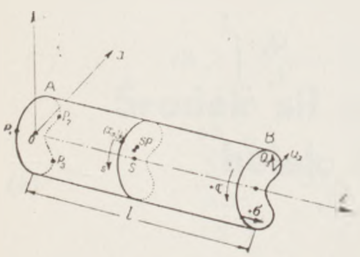
S_x, S_y — momenty statyczne części przekroju od początku rachuby do miejsca s względem osi x i y,

I_x, I_y — środkowe główne momenty bezwładności względem osi x i y,

G — współczynnik sprężystości postaciowej,

$\oint$ — symbol całkowania po obwodzie zamkniętym, licząc od początku rachuby współrzędnej s.

Należy obecnie wyjaśnić skąd wiemy, że istnieje punkt zwany środkiem sił poprzecznych. Otóż wzór



Rys. 2.

dla naprężenia ścinającego (4) został wyprowadzony w założeniu, że przekroje belki nie obracają się, aczkolwiek poddane są działaniu siły poprzecznej Q (Q_x, Q_y) oraz, że funkcja ζ nie posiada skoków. Łatwo sprawdzić, że, obliczając sumy rzutów naprężeń ścinających (4) na osie x i y, otrzymujemy jako wypadkowe tych sum dwie siły składowe Q_x i Q_y. Obliczając z kolei sumę momentów naprężeń ścinających względem dowolnego punktu przekroju (np. środka ciężkości S, rys. 2) znajdziemy współrzędne x_{SP} i y_{SP} punktu SP, przez który zawsze musi przechodzić siła poprzeczna Q,

$$x_{SP} = -\frac{\oint r ds}{I_x}\left(\frac{\oint S_x r ds}{\oint r ds} - \frac{\oint S_x \frac{ds}{\delta}}{\oint \frac{ds}{\delta}}\right) \quad . \quad . \quad (9a)$$

$$y_{SP} = \frac{\oint r ds}{I_y}\left(\frac{\oint S_y r ds}{\oint r ds} - \frac{\oint S_y \frac{ds}{\delta}}{\frac{ds}{\delta}}\right) \quad . \quad . \quad (9b)$$

Okazuje się więc, że, gdy belka nie ulega skręceniu, nie istnieje moment skręcający względem punktu o współrzędnych x_{SP}, y_{SP}.

Z wzorów (9) widzimy, że przy danym sposobie osadzenia belki współrzędne środka sił poprzecznych nie są funkcjami zmiennej z. Wynika stąd, że środki sił poprzecznych poszczególnych przekrojów układają się na prostej równoległej do osi belki, którą nazwać można *osią środków sił poprzecznych*. Położenie tej osi zależy wyłącznie od kształtu przekroju.

O ile siła poprzeczna nie przecina osi środków sił poprzecznych, moment skręcający wchodzi do rachunku sam przez się, chociaż na belkę działa obciążenie zewnętrzne w postaci jednej tylko siły, nie zaś pary sił.

We wzorach (2a) i (2b) oraz (7) występują stałe wielkości $\left|\frac{d\xi(z)}{dz}\right|_0$, $\left|\frac{d\eta(z)}{dz}\right|_0$ i ζ_0, których wartość zależy od tego, w jakich trzech punktach przekrój oporowy przylega do płaszczyzny nieruchomej x, y. Wynika stąd, że pomiędzy składowymi przesunięć ξ i η (wzory 2a i 2b) oraz sposobem osadzenia belki zachodzi ścisły związek. Obierając w pewien sposób oparcie przekroju oporowego, można odszukać środek skręcenia przekroju. Będzie nim punkt, który zgodnie z podaną wyżej definicją nie ulega przesunięciu, gdy belka poddana jest czystemu skręcaniu. Z wzorów (2a) i (2b) otrzymujemy następujące wartości współrzędnych x_{SS} i y_{SS} środka skręcenia:

$$x_{SS} = -\frac{\left|\frac{d\eta(z)}{dz}\right|_0}{\left|\frac{d\vartheta(z)}{dz}\right|_0}, \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (10a)$$

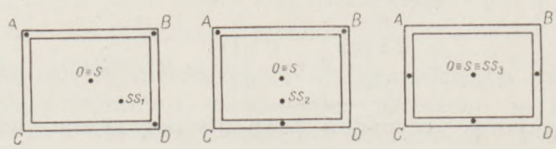
$$y_{SS} = \frac{\left|\frac{d\xi(z)}{dz}\right|_0}{\left|\frac{d\vartheta(z)}{dz}\right|_0} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (10b)$$

Wartości współrzędnych środka skręcenia okazały się w danym wypadku niezależne od zmiennej z, a więc środki skręcenia poszczególnych przekrojów układają się na prostej równoległej do osi belki, którą nazwać można *osią skręcenia*.

Zachodzi pytanie, czy oś skręcenia pokrywa się z osią środków sił poprzecznych, a więc czy istnieje prosta, zwana przez niektórych autorów osią sprężystą i definiowana w sposób następujący: jeśli w każdym przekroju belki wypadkowa sił poprzecznych przechodzi przez oś sprężystą, to następuje ugięcie belki bez skręcenia, gdy zaś belka jest poddana czystemu skręcaniu (bez zginania), to skręcenie belki następuje dokoła osi sprężystej.

Przed podaniem dowodu ogólnego, rozpatrzmy dla przykładu belkę o przekroju prostokątnym i ściankach tej samej grubości (rys. 3). Jeśli unieruchomimy trzy naroża przekroju oporowego, np. A, B i D, wówczas z wzorów (7) oraz (10a) i (10b) okazuje się, że środek skręcenia zajmie położenie SS_1 (rys. 3a); jeśli, pozostawiając unieruchomione punkty A i B, jako trzeci punkt nieruchomy obierzemy środek boku CD, to środek skręcenia przesuwa się w położenie SS_2 (rys. 3b); gdy wreszcie unieruchomić środki boków AC, BD i CD, środek skręcenia SS_3 pokryje się z środkiem ciężkości przekroju (rys. 3c). Jest to o tyle charakterystyczne, że według utartych poglądów środek skręcenia przekrojów dwusymetrycznych winien leżeć w środku symetrii.

Przekonaliśmy się na powyższym przykładzie, że belka o przekroju prostokątnym posiada oś skręcenia, której położenie może się zmieniać w szerokich granicach, i że tylko w szczególnych przypadkach oś ta pokrywa się z osią środków sił poprzecznych (która jest w danym przypadku również osią belki, jak wynika z wzorów 9a i 9b).



Rys. 3.

Udowodnimy teraz, że w wypadku dowolnego przekroju zamkniętego dwuspójnego środek skręcenia pokrywa się środkiem sił poprzecznych, jeśli osadzenie przekroju oporowego dobrać w tak szczególny sposób, że przekrój ten, spaczony pod wpływem momentu skręcającego, „odstaje" możliwie najmniej od płaszczyzny nieruchomej x, y. Rozumiemy pod tym takie osadzenie przekroju oporowego, że dla przekroju tego jest

$$\oint \zeta^2 \delta ds = minimum \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (11)$$

Równanie powyższe można uważać również jako warunek minimum sumy kwadratów błędów, jeśli jako błąd przyjąć wielkość spaczenia ponad pewną płaszczyznę średnią. Dobierając wartości parametrów

$\left|\dfrac{d\,\xi(s)}{dz}\right|_0$, $\left|\dfrac{d\,\eta(z)}{dz}\right|_0$ i ζ_0 tak, aby równanie (11) było spełnione, otrzymujemy

$$\left|\frac{d\,\xi(z)}{dz}\right|_0=\frac{M_s}{2GFI_y}\left\{S_y\oint\frac{ds}{\delta}-\oint S_y\frac{ds}{\delta}+\right.$$

$$\left.-\frac{\oint\frac{ds}{\delta}}{2F}\left(S_y\oint rds-\oint S_y rds\right)\right\},$$

$$\left|\frac{d\,\eta(z)}{dz}\right|_0=\frac{M_s}{2GFI_x}\left\{S_x\oint\frac{ds}{\delta}-\oint S_x\frac{ds}{\delta}+\right.$$

$$\left.-\frac{\oint\frac{ds}{\delta}}{2F}\left(S_x\oint rds-\oint S_x rds\right)\right\}.$$

Z porównania wartości współrzędnych środka skręcenia z wzorów (10a) i (10b) z wartościami współrzędnych środka sił poprzecznych z wzorów (9a) i (9b) wynika, że

$$x_{SS}=x_{SP}\quad\ldots\ldots\quad(12a)$$

$$y_{SS}=y_{SP}\quad\ldots\ldots\quad(12b)$$

co należało udowodnić.

Widzimy więc, że twierdzenie, sformułowane przez C. Webera[1]), według którego środek skręcenia pokrywa się ze środkiem sił poprzecznych przekroju nie jest na ogół słuszne. Wniosek ten jest wynikiem nieuwzględnienia w równaniach sił zewnętrznych, sformułowanych przez autora, pracy reakcji; praca ta w ogólnym przypadku swobodnego paczenia się przekroju oporowego nie jest równa zeru, gdyż punkty przyłożenia napięć normalnych (por. rys. 1b) ulegają przesunięciu w kierunku osi belki.

W konstrukcji skorupowej godne szczególnej uwagi są miejsca wykrojów z uwagi na zaburzenia w rozkładzie naprężeń, jakie powstają w tych miejscach w porównaniu z częściami sąsiednimi. Odzwierciadla się to dobitnie na położeniu środka sił poprzecznych, który wychodzi w miejscach wykrojów na ogół na zewnątrz konturu przekrojów poprzecznych. W dalszym ciągu zakładamy, że belka jest przecięta wzdłuż tworzącej na całej długości. Belka taka przy rozpatrywanym w niniejszym artykule typie osadzenia (dopuszczającym swobodne paczenie się przekroju oporowego) może przenieść działanie momentu skręcającego tylko wówczas, gdy w przekroju oporowym jest przyłożony układ napięć normalnych, rozłożonych w sposób ciągły i pozostających w równowadze. Takie założenie teoretyczne, aczkolwiek trudne do zrealizowania w praktyce, nie odbiega w zasadzie od założeń, przyjmowanych np. przy zginaniu belki (por. rys 1b).

Z wzorów (1) dla przesunięć, uwzględniając równowagę napięć działających na element ścianki, otrzymujemy następujące wyrażenia dla wartości naprężeń i spaczenia przekrojów belki rozciętej:

$$\tau=G\,\frac{d\,\zeta(s)}{ds}\quad\ldots\ldots\quad(13a)$$

[1]) C. Weber: Übertragung des Drehmomentes in Balken mit doppelflanschigem Querschnitt". Z. f. ang. Math. u. Mech. 1926, str. 95. Por. również A. u. L. Föppl. Drang und Zwang. t. II.

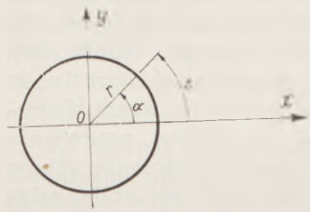
$$\sigma=E\left(\frac{d^2\vartheta(z)}{dz^2}\int_0^s rds-\frac{d^2\xi(z)}{dz^2}\int_0^s\cos\varphi\;ds+\right.$$

$$\left.-\frac{d^2\eta(z)}{dz^2}\int_0^s\sin\varphi\;ds\right),\quad\ldots\ldots\quad(13b)$$

$$\zeta=\frac{d\,\vartheta(z)}{dz}\int_0^s rds-\frac{d\,\xi(z)}{dz}\int_0^s\cos\varphi\;ds+$$

$$-\frac{d\,\eta(z)}{dz}\int_0^s\sin\varphi\;ds+\bar{\zeta}(s)\quad\ldots\ldots\quad(13c)$$

We wzorach powyższych przez φ oznaczono kąt stycznej do konturu z osią x, a przez $\bar{\zeta}(s)$ pewną funkcję zmiennej s; resztę oznaczeń przyjęto jak poprzednio. Widzimy, że rozkład naprężeń ścinających jest niezależny od odległości przekroju od miejsca osadzenia, podczas gdy wielkość naprężeń normalnych i wielkość spaczenia są funkcjami obu zmiennych, tj. s i z. W konkretnym przykładzie (walca kołowego, rozciętego wzdłuż tworzącej rys. 4) otrzymujemy ze wzorów (13)



Rys. 4.

$$\bar{\zeta}=(\lambda\frac{z^2}{2}-\lambda lz+A)r^2\alpha-(-\lambda rz^2+2\lambda lrz+B)r\sin\alpha+$$

$$-\varkappa\,[\alpha^3+3\alpha\,(4-M^2)+12\sin\alpha],\quad\ldots\quad(14)$$

gdzie $\varkappa$ i λ są to współczynniki zależne od wymiarów belki, materiału z jakiego jest wykonana i wielkości momentu skręcającego, stałe zaś A i B można wyznaczyć przez stosowny wybór podparcia przekroju oporowego. Pierwsze dwa wyrazy z prawej strony równania (14) są zależne od zmiennej s i z, przy czym wyrażenia w nawiasach okrągłych są równe odpowiednio $\dfrac{d\,\vartheta(z)}{dz}$ oraz $\dfrac{d\,\eta(z)}{dz}$; wyrażenie (trzecie) w nawiasach kwadratowych przedstawia szukaną funkcję $\bar{\zeta}(s)$. Jeśli przyjąć, jak poprzednio, że przekrój oporowy ma „odstawać" możliwie najmniej od płaszczyzny x, y (warunek 11) wówczas otrzymamy

$$\frac{d\,\eta(z)}{dz}=-\lambda\,rz^2-2\,\lambda\,lrz-8{,}5\,\frac{\varkappa}{r^2},\quad\ldots\quad(15a)$$

$$\frac{d\,\vartheta(z)}{dz}=\lambda\,\frac{z^2}{2}-\lambda\,lz-1{,}5\,\frac{\varkappa}{r}\quad\ldots\quad(15b)$$

Ze wzorów podobnych (10) obliczamy współrzędne środka skręcenia przekrojów belki rozciętej

$$x_{SS}=\frac{\lambda\,rz^2+\lambda\,lrz+8{,}5\,\frac{\varkappa}{r^2}}{\lambda\,\frac{z^2}{2}-\lambda\,lz-1\;5\,\frac{\varkappa}{r}},\quad\ldots\quad(16a)$$

$$y_{SS}=0\quad\ldots\ldots\quad(16b)$$

Wobec tego, że naprężenia ścinające (13a) nie są zależne od zmiennej z, środki sił poprzecznych poszczególnych przekrojów układają się na prostej równoległej do osi belki. Łatwo sprawdzić, że prosta ta (oś środków sił poprzecznych) leży w płaszczyźnie x, z w odległości równej $2r$ od osi belki. Inaczej rzecz ma się z „osią" środków skręcenia. Ze wzorów (16) wynika, że jest to w danym przypadku krzywa płaska (w płaszczyźnie x, z), przebijająca płaszczyznę przekroju oporowego w odległości 0,176 r od środka ciężkości tego przekroju i dążąca przy nieograniczonym wzroście współrzędnej z asymptotycznie do osi środków sił poprzecznych. Dobierając odpowiednio punkty oparcia przekroju końcowego, możemy otrzymać pewne przesunięcie linii środków skręcenia, jednakże linia ta pozostaje stale linią krzywą. Okazuje się więc, że i w danym przypadku oś sprężysta nie istnieje.

Dotychczas przyjmowaliśmy, że pokrycie przenosi wszystkie rodzaje naprężeń, występujących w konstrukcji, a więc zarówno naprężenia ścinające, jak i normalne. W przypadku, gdy skorupa zaopatrzona jest w listwy usztywniające, zakłada się często w praktyce konstruktorskiej, że pokrycie przenosi wyłącznie naprężenia ścinające, a listwy naprężenia normalne. Wówczas wydatek naprężeń ścinających w ściankach przy zginaniu i skręcaniu jest stały między każdymi dwiema sąsiednimi listwami usztywniającymi. Powyższe założenie co do rozdziału pracy konstrukcji sprowadza się matematycznie do pominięcia momentów statycznych pól przekrojów ścianek we wzorach (9), jako nader małych w porównaniu z wielkością momentów statycznych pól przekrojów listew. Jest zrozumiałe, że przy tym przybliżonym założeniu otrzymujemy nieco inne położenie osi środków sił poprzecznych, niż w przypadku gdy przekrój uważamy jako pracujący jednolicie.

The Center of Shear and the Center of Twist in Sections of Freely Supported Thin-Walled Beams

Summary

The applied method is based on the analysis of deformations of a thin-walled beam with an arbitrary constant cross-section, where one end is freely supported, the other end being subjected to a transversal load and to a constant torsional moment. Formulae are given for the case of a beam with an arbitrary double-connected cross-section: for the shearing stresses under the action of the transversal load (4); for the coordinates of the center of shearing forces (9a), (9b), and of the center of twist (10a), (10b). General formulae are given also for the shearing stresses (13a) and for the normal stresses (13b) in beams having open cross-sections. It is shown that the position of the torsional axis depends on the conditions of end fixation, and that generally speaking this axis does not coincide with the axis of the centers of shear. One common elastic axis exists for a beam with a double-connected cross-section, if at the supported section

$$\int \zeta^2 \delta \, ds = \text{minimum}, \quad . \quad . \quad (11)$$

where ζ is the warping displacement, δ the thickness of the wall, and s a coordinate taken along the contour of the cross-section. The example of a beam with a circular cross-section having a longitudinal split proves that the torsional centers may lie on a plane curve. The assumption that the normal stresses are supported by the longitudinal stringers, and the shearing stresses by the covering, conducts to the neglecting of the statical moments of the wall sections in the formulae (4), (9a), and (9b).

Znaczenie elementu ludzkiego dla rozwoju techniki lotniczej

Warunkiem szybkiego rozwoju techniki, w szczególności lotniczej, jest rozporządzanie dostatecznymi środkami, jak surowce, pieniądze i element ludzki, bądź też przy niedostatecznej ilości posiadanych środków znaczne zwiększenie sprawności ich wyzyskania. Prawdy te są najzupełniej oczywiste, dużo natomiast pozostawia nieraz do życzenia stopień, w jakim są one wprowadzane w życie.

My technicy lotniczy dobrze zdajemy sobie sprawę z ogromnego wysiłku, jaki musi wykonać polskie lotnictwo, aby stanąć na poziomie, dostosowanym do stojących przed Polską zadań. W związku z tym podkreślana jest przede wszystkim konieczność zdobycia na ten cel większych środków materialnych. Wysuwający tę niepodlegającą zdawałoby się dyskusji receptę przypominają konstruktora, który chce zwiększyć szybkość samolotu przez podwyższenie mocy silnika, nie biorąc pod uwagę konieczności właściwego zaprojektowania samolotu pod względem aerodynamicznym. Podobnie, jak właściwe rozwiązanie aerodynamiczne pozwala na powiększenie szybkości bez podwyższania mocy silnika, tak samo zwiększenie wyników osiąganych przez pewną gałąź techniki należy rozpocząć od zwiększenia sprawności, z jaką ona pracuje.

Jednym z najważniejszych zadań pism technicznych a więc i „Techniki Lotniczej", jest propagowanie metod usprawniania pracy technicznej. W pismach takich rozpatrywane są liczne dziedziny techniki, jak metody obliczeń, konstrukcja, materiałoznawstwo, technika warsztatowa i inne. W każdej dziedzinie opracowuje i aktualizuje się stale szereg zasad, metod, instrukcji itp., o których żaden szanujący się technik nie może zapominać, jeżeli chce owocnie pracować w swoim fachu.

Obok wymienionych zagadnień, leżących w sferze rzeczy martwych, o szybkości rozwoju techniki i sprawności wyzyskania rozporządzalnych środków rozstrzyga w jeszcze bodaj większym stopniu sposób wykorzystania elementu ludzkiego. Śmiem twierdzić, że podstawowa ta prawda nie jest dziś należycie doceniana. Kierownictwo instytucji lub wytwórni, analizujące przyczyny zbyt małej wydajności pracy, ogranicza się naogół do rozpatrywania takich czynników, jak brak ludzi, zbyt niskie kredyty, nadmierna komplikacja wytwarzanego sprzętu, nieterminowość poddostawców i in., zapominając pozornie, że braki te możnaby w znacznym stopniu skompensować rewizją metod postępowania z ludźmi i stworzeniem atmosfery, pobudzającej pracowników do intensywniejszej i bardziej harmonijnej pracy.

Zarówno narzędzia pracy techniki lotniczej (np. obrabiarki) jak i sprzęt lotniczy odznaczają się wielką precyzją, i pełne wykorzystanie ich jest możliwe jedynie pod warunkiem posiadania instrukcji, w każdym wypadku starannie opracowanych i przestrzeganych. Podobnie powinno być i z elementem ludzkim, podstawowym przecież czynnikiem rozwoju techniki lotniczej, od którego nie można oczekiwać należycie wydajnej pracy, jeżeli nie będą w stosunku do niego przestrzegane pewne jeżeli nie instrukcje (człowiek jest na to elementem zbyt złożonym) to w każdym razie zasady postępowania.

Mam wrażenie, że dotychczas zbyt mało zastanawiano się u nas nad tym, na jakiej drodze można stworzyć warunki najwydajniejszej pracy ludzi, zatrudnionych w technice lotniczej. Stawiając to zagadnienie, cieszyłbym się, gdyby czytelnicy „Techniki Lotniczej" zabrali w tej sprawie głos; sam również zamierzam do niej nieraz powracać. Szereg spostrzeżeń i rozmów utwierdza mnie w przekonaniu, że sprawa ta jest u nas niezmiernie aktualna, a poglądy na nią dość zgodne. Chodzi jedynie o to, aby poglądy te wydobyć na światło dzienne i przenieść ze sfery teorii do praktyki.

Inż. Jan Tuszyński.

XVI Międzynarodowy Salon Lotniczy w Paryżu

OD REDAKCJI

Wzorem roku 1936 pragniemy zapoznać naszych czytelników z najważniejszą bodaj manifestacją międzynarodowej techniki lotniczej, za jaką należy uznać urządzany co dwa lata Salon Lotniczy w Paryżu. Wobec coraz szerszego zakresu zagadnień i specjalności, jakie obejmuje współczesne lotnictwo, zachodzi potrzeba podzielenia tego rodzaju sprawozdań na szereg działów i wciągnięcia do współpracy przy opracowywaniu ich odpowiednio dużego zastępu specjalistów. Jest rzeczą oczywistą, że zapewnienie sobie tak licznego i fachowego zastępu korespondentów przekracza możliwości naszego pisma. Trudności te znajdowały wyraz w dotychczasowych sprawozdaniach z międzynarodowych wystaw i zjazdów, ograniczających się zazwyczaj do opisania mniej lub więcej wyczerpującego fragmentów danej manifestacji.

Trudności powyższe przedstawiliśmy z tego powodu, aby na ich tle tym wyraźniej uwypuklić znaczenie sprawozdania tegorocznego, które poraz pierwszy w dziejach naszego pisma może sobie rościć pretensję do miana sprawozdania wyczerpującego. Sygnalizując ten niewątpliwy postęp, pragniemy jednak odrazu zastrzec się, że nie jest on naszą zasługą, a powinien być przypisany poparciu finansowemu ze strony Departamentu Lotnictwa Cywilnego Ministerstwa Komunikacji oraz Zarządu Głównego Ligi Obrony Powietrznej i Przeciwgazowej, które umożliwiło Związkowi Polskich Inżynierów Lotniczych udzielenie subsydiów na wyjazd do Paryża kilkunastu członkom Związku. Z udzieleniem subsydium związany był w każdym wypadku obowiązek opracowania szczegółowego sprawozdania z wystawy w zakresie, odpowiadającym specjalności zawodowej poszczególnych członków. Dzięki temu został zdobyty szczegółowy i wartościowy materiał, w pełni wykorzystany przy opracowywaniu poniższego sprawozdania. Tak więc subsydia na wyjazd do Paryża przyczyniły się nietylko do pomnożenia wiadomości tych, którzy z nich skorzystali, ale i umożliwiły powstanie poniższego sprawozdania, dostępnego szerokiemu ogółowi czytelników „Techniki Lotniczej".

Poniżej wymieniamy nazwiska członków Z. P. I. L., którzy otrzymali subsydia na wyjazd i dostarczyli materiałów, użytych do opracowania poniższego sprawozdania: inż. inż. Tadeusz Czaykowski, Feliks Brodowski, Józef Brynikowski, Witold Brzozowski, Edward Guzowski, Jerzy Hoffman, Czesław Kączkowski, Henryk Malinowski, Tadeusz Markowski, Bolesław Milej, Stanisław Piątkowski, Stefan Rybiński, Jan Tuz, Gustaw Jakubowski, Zbigniew Krzuwobłocki. Wojciech Fangor, Eugeniusz Misiurewicz, Zdzisław Winecki. Za pracę włożoną w przygotowanie sprawozdań składamy im serdeczne podziękowanie. Jednocześnie pragniemy wyrazić wdzięczność Departamentowi Lotnictwa Cywilnego M. K. i Zarządowi Głównemu L. O. P. P., których poparcie umożliwiło szerokiemu gronu czytelników naszego pisma wyciągnięcie z Salonu Paryskiego maximum korzyści.

CHARAKTERYSTYKA OGOLNA

Inaczej napewno wyobrażali sobie Salon Lotniczy w roku 1938 dwaj entuzjaści pp. Andre Granet i Robert Esnault Pelterie, którzy przed trzydziestu laty potrafili zdobyć Grand Palais w sercu Paryża, na pierwszą wystawę lotniczą.

Czy inaczej pod względem technicznym, niewiadomo. Bo zapał i wiara zdobywają się na bardzo śmiałe spojrzenie w przyszłość — a z drugiej strony, Salon stał na wysokim poziomie.

Spodziewali się zapewne innej treści, innego ducha: w głównej nawie — wielkich transatlantyków i maszyn rekordowych, w bocznych — wygodnych, bezpiecznych i tanich „familijnych" limuzyn. Tymczasem... komunikacja, turystyka i sport musiały w sumie zadowolić się krużgankami i galeriami, bo panowało na Salonie lotnictwo wojskowe. Panowało ilościowo i jakościwo, panowało w zainteresowaniu fachowców i laików, a nawet dzieci. I jedynym zmartwieniem mieszczucha paryskiego było nie to, że tak mały miał wybór taksówek czy limuzyn powietrznych, lecz — że Bloch 162 jeszcze niewykończony, a Łoś już jest w serii, ma bomby i karabiny maszynowe (autentyczne, podsłuchane zdanie pewnego Francuza na stoisku polskim: oni pracują, a my się kłócimy).

W ogólnej charakterystyce eksponatów prawie nie można mówić o poszczególnych firmach — wystawcami były właściwie państwa, szczególnie jeśli chodzi o płatowce i silniki.

To też na jakości sprzętu wywierają wyraźne piętno: potencjał przemysłowo - finansowy i dorobek naukowy danego kraju oraz organizacja.

Przyczyniło się do tego również wyraźnie „seryjne" oblicze Salonu: zaawansowanie danego typu w produkcji i wielkość serii były równie ważnym momentem reklamowym jak osiągi. Przy niektórych samolotach napróżno szukaliśmy cyfr szybkości maksymalnej i udźwigu, natomiast wielka tablica głosiła: Spécialement étudié pour une production rapide et économique, en grande série...

Nie wszystkie państwa, mające coś w lotnictwie do powiedzenia i pokazania, wzięły udział w Salonie — zabrakło Włoch i Rosji a bardzo skromnie wystąpiły U. S. A.

Pod względem jakości sprzętu na pierwszym miejscu należy wymienić Anglię i Polskę, ilościowo — prowadzi ze zrozumiałych względów Francja, ale ciągłe strajki i p. Cot... nie wyszły lotnictwu francuskiemu na zdrowie. Za dużo makiet, za mało dobrych samolotów już gotowych, jak na potężny przemysł Potezów, Breguetów itd.

Wracając do Anglii, raz jeszcze stwierdzimy starą zasadę, że do zbudowania dobrego samolotu niezbędne są własne dobre silniki. (Najszybszy samolot Salonu, seryjny Spitfire, z silnikiem RR Merlin II).

Udział Polski, tak w naszych oczach, jak w zgodnej opinii fachowej prasy zagranicznej, wypadł wybitnie dodatnio. Pięć samolotów, wyczerpujących wszystkie główne zadania lotnictwa wojskowego, a każdy w swojej klasie należy do najlepszych.

Niemcy wystawiły co prawda tylko jeden samolot (Do-17), lecz były na ich stoiskach również silniki, podwozia, śmigła, przyrządy pokładowe, szybowiec i wiele innych eksponatów, które w sumie dały przekrój całego przemysłu lotniczego.

Holandia stanowi jeden z nielicznych wyjątków Salonu. Wystawcami są firmy: Fokker i Koolhoven. Fokker konsekwentnie od pewnego czasu oryginalny (G-1, D-23), Koolhoven prosty, tani i szybki (myśliwski F.K.-58 — od rozpoczęcia pracy w biurze konstrukcyjnym do oblatania: 2 miesiące i 5 dni).

Belgia dała budowaną z włoskiej licencji S-47 (SABCA), Czechosłowacja, wyraźnie już pokojowo nastrojona, dwa samoloty popularno - turystyczne i, jak zawsze, pełną gamę Walterów.

Ameryka dała Vought'a V 156 — oryginalnego jako przewidzianego na awiomatkę, była Aeronca — drugi obok Taylor Cuba naprawdę popularny samolot Ameryki i trochę sprzętu pomocniczego, ale to za mało, jak na Amerykę i na nasze jej lotnictwem zainteresowanie.

Odnośnie sprzętu pomocniczego i akcesoriów, należy stwierdzić, że rozwój ich nie pozostaje w tyle za przemysłem zasadniczym.

W każdym dziale było wiele i to homologowanych eksponatów, zaspokajających prawie bez zastrzeżeń dzisiejsze potrzeby lotnictwa.

Ogólny charakter Salonu nie był dla nikogo niespodzianką. Nie oczekiwaliśmy również rewelacji technicznych, gdyż o te coraz trudniej.

Jadąc do Paryża postawiliśmy sobie konkretne pytania z zakresu codziennych zagadnień i na nie teraz postaramy się odpowiedzieć.

PŁATOWCE

W przeglądzie samolotów Salonu na pierwszym miejscu należy postawić, ze względu na transatlantyckie przeznaczenie i tonaż, dwa wodnopłaty, których nie było na Salonie i które nie są jeszcze zbudowane. Były ich makiety tylko, obie budzące zainteresowanie, ale z różnych względów. Kadłub 60-ciotonowego S.E.200 przyciągał publiczność możnością obejrzenia luksusowych kabin, promenad i barów. Latająca makieta Poteza 161, Potez 160 zastanawiał skalą poszczególnych wielkości i charakterystyk w odniesieniu do swego wielkiego brata. Charakterystyki te są podane w zestawieniu samolotów. Rzecz najważniejsza dla uzyskania jednakowych własności w locie dwóch samolotów podobnych geometrycznie lecz różnych wymiarów — podobieństwo dynamiczne — jest niestety dla nas nieznaną. Pozostałe samoloty cywilne nie wnoszą nic nowego pod względem formuły, przeznaczenia i zadań.

W samolotach wojskowych ustala się podział według zadań na następujące kategorie:

Bombowce — załoga od 4 osób wzwyż (Bloch 162, Łoś, Do-17, Blenheim). Cechy zasadnicze: szybkość, zasięg i udźwig.

Wywiadowcze — w wielu wypadkach z dodatkowym zadaniem — bombardowaniem lekkim (Sum, Potez 63, Vought V-156, Hanriot NC-510, SABCA S-47) lub pościgiem (SABCA S-47). Zadania te traktowane są równorzędnie (Sum, Potez 63), lub drugie zadanie traktuje się jako dodatkowe. Tak pierwszy jak i drugi wypadek uwydatnia się w osiągach samolotu. Za uniwersalność trzeba płacić szybkością, udźwigiem, a także warunkami pracy załogi, złożonej wówczas z 3 osób.

Myśliwskie — jednoosobowe, bardzo silnie uzbrojone (Spitfire, Hurricane po 8 k. m., Fokker D-23.



Rys. 1. Stoisko polskie. Fot. Robecourt — Paris

Bloch 151), dwuosobowe pościgowe i do bombardowania z lotu nurkowego (Wilk). W tych samolotach decydują: szybkość, zwrotność, uzbrojenie.

Towarzyszące — dwuosobowe z k.m. pilota i obserwatora, przystosowane do pracy w polu, więc wymagane są: krótki start i lądowanie oraz dobre warunki pracy obserwatora (Mewa).

Treningowe i szkolne — oprócz normalnych typów do szkolenia, wprowadza się teraz samoloty szkolne do bombowców o układzie, wyposażeniu i urządzeniach jak bombowce, lecz małe, tanie w budowie i użytkowaniu — dwuosobowe (Wyżeł, Hanriot 232), oraz szkolno-treningowe myśliwskie przeważnie... ze znakami cywilnymi, a więc dla rezerwy (Lignel, Caudron).

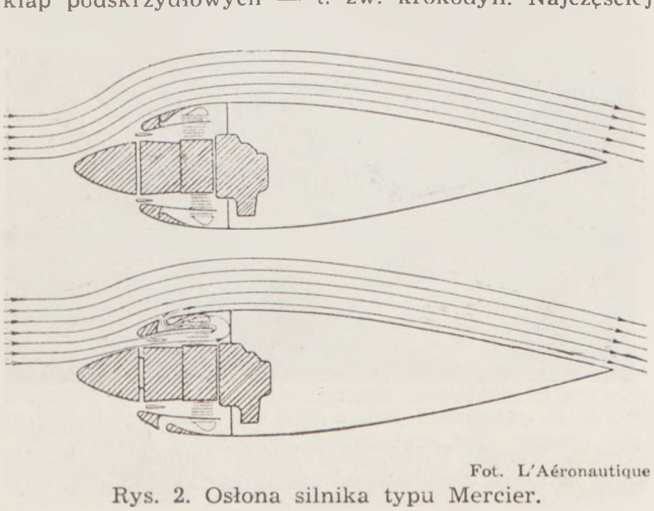
Wszystkie wojskowe samoloty mocno uzbrojone; bardzo szybkie myśliwskie jednoosobowe tylko zaczepnie, wszystkie pozostałe również obronnie.

Aerodynamika

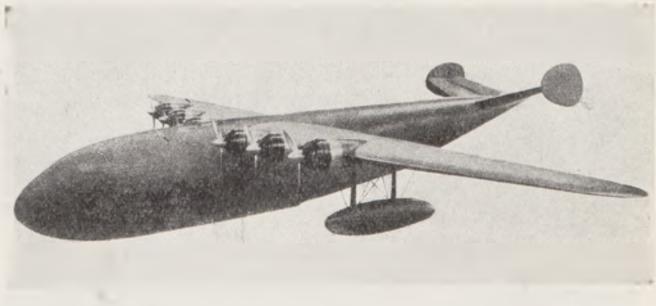
Układ statystycznie i dążeniowo: w dalszym ciągu dolno- i średniopłat wolnonośny, z podwoziem chowanym. Z nowoczesnych samolotów jedynie Hanriot pozostaje przy „szczątkowym" zastrzale między dołem kadłuba i gondolą silnikową (H-232, NC-510, H-220) nie bez powodu zapewne (wykorzystanie odciążonej środkowej części płata na zbiorniki, wyposażenie oraz korzyści czysto wytrzymałościowe). Usterzenie wolnonośne, w większych samolotach usterzenie pionowe podwójne. Uwagę zwracało powszechnie stosowane silne V usterzenia poziomego oraz zamocowanie usterzenia pionowego w połowie jego wysokości. Proporcje geometryczne (patrz zestawienie, kolumna $\frac{\lambda l}{L}$ wykazują tendencję do długich kadłubów, szczególnie przy większych obciążeniach powierzchni.

Mimo duże obciążenie powierzchni nośnej wielu z wystawionych samolotów (dochodzące w poszczególnych wypadkach do 190 kg/m²) nie widać specjalnej troski konstruktorów o zastosowanie wszelkich znanych środków zwiększenia nośności i jakieś wydatniejsze zmniejszenie szybkości minimalnej samolotu. Szybkość minimalna rzędu 130 km/g jest często podawana przez samych wystawców w spisie charakterystyk samolotu, należy zatem przypuszczać, że w wielu wypadkach szybkości te są jeszcze większe. Stosowanie skrzeli wyszło prawie zupełnie z użycia; jedynie samoloty polskie posiadały skrzela (Łoś, Wilk, Mewa, Wyżeł). Fakt ten należy tłumaczyć tym, że z jednej strony stosowanie skrzeli stwarza w budowie skrzydła pewne komplikacje, z drugiej strony należy przypuszczać, że zaniechanie stosowania skrzeli jest wyrazem pewnego niedoceniania związanego z tym bezpieczeństwa i korzyści, jakie dać mogą sloty w krążeniu. Głównym jednak powodem braku skrzeli jest zapewne trudność zabezpieczenia ich przed oblodzeniem.

Typowym rozwiązaniem urządzeń hypernośnych skrzydła na wystawionych samolotach jest stosowanie klap podskrzydłowych — t. zw. krokodyli. Najczęściej



Fot. L'Aéronautique
Rys. 2. Osłona silnika typu Mercier.



Fot. L'Aéronautique
Rys. 3. Samolot komunikacyjny transatlantycki SE 200.



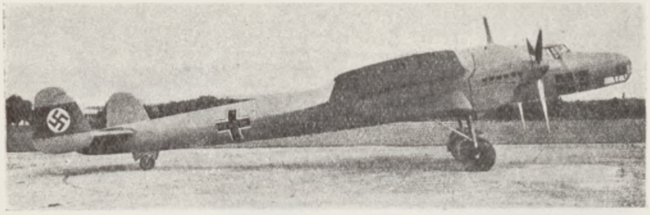
Fot. L'Aéronautique
Rys. 4. Potez 160 — makieta latająca samolotu komunikacyjnego transatlantyckiego Potez 161.

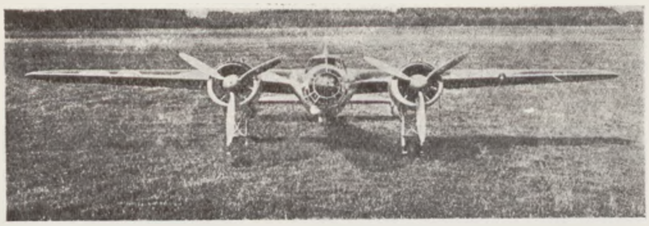
klapy te obejmują tylko niezajęte przez lotki i kadłub partie skrzydła. W nielicznych tylko wypadkach, np. polski Wyżeł i francuski Hanriot-220 — konstruktorzy, nie zrażając się nieuniknionymi w tym wypadku komplikacjami, zastosowali klapy przechodzące również i pod lotkami. W nowszych prototypach francuskich (np. Devoitine D-520, D-342) zaznacza się tendencja stosowania klap szczelinowych. Jak wiadomo, zastosowanie szczeliny powiększa efektywność klapy, jako urządzenia zwiększającego nośność.

W klasie samolotów sportowych i turystycznych oprócz klap względnie krokodyli często się spotyka stosowanie lotek opuszczanych, jak również stosowanie lotek współpracujących z klapami. Osobna wzmianka należy się prototypowi samolotu „Mistral" wystawionemu na stoisku SFCA Lignel (samolot przygotowywany na Coupe Deutsche de la Meurthe w r. 1939). Skrzydło jego posiada klapy z regulowaną szczeliną i lotki różnicowe współpracujące z klapami przy lądowaniu. Znany już od kilku lat Kellner-Béchereau (zbudowany na konkurs Société du Duralumin) posiada skrzydło składające się z dwu członów połączonych przegubowo na dźwigarach. Urządzenie to, spełniające również rolę lotek przy wychyleniach w różnych kierunkach ruchomych części lewego i prawego skrzydła, dzięki szczelinie i nieznacznemu powiększeniu powierzchni nośnej zwiększa, według danych wystawcy, Cy max. do 325.

Odnośnie charakterystyki poszczególnych elementów pod względem aerodynamicznym i ich wzajemnego ułożenia, zwracają uwagę następujące cechy: — przejścia skrzydła w kadłub bardzo starannie przepracowane lecz o niewielkich promieniach (szczególnie w średniopłatach); — stery wyważone (strzemieniem, ciężarem na wysięgniku, lub ciężarem w części kompensującej steru); — między lotką i skrzydłem łagodny przepływ dla zwiększenia sterowności poprzecznej na dużych kątach natarcia; — podwozie chowane w całości, po schowaniu otwór zupełnie zasłonięty; — osłony kabin przeważnie składają się z płaskich elementów (nieopływowych) dla uzyskania dobrej widoczności; — o braku wszelkich wystających części, które można schować, już się wcale nie mówi, bo jest to zasada powszechnie stosowana.

Sprawa doboru układu silnika i jego wbudowania wymaga specjalnego omówienia. Przy jednosilnikowych samolotach najlepsze wyniki daje stosowanie silników rzędowych (szczególnie V odwrócone) tak ze względów aerodynamicznych, jak i widoczności. Z tych silników największym wzięciem cieszą się chłodzone płynami. Na 10 samolotów myśliwskich 7 ma silniki chłodzone





Fot. L'Aeronautique
Rys. 5. Niemiecki samolot bombowy Dornier Do 17.

płynem. Chłodnice są tak opracowane, że dziś dają już minimalne opory i dzięki temu samoloty te przy bardzo niewielkich obciążeniach (100 ÷ 110 kg km²) mogą uzyskiwać szybkości znacznie ponad 500 km godz. Samoloty większe wielosilnikowe w dalszym ciągu pozostają przy gwiazdach, zabudowanych w skrzydłach. Z osłon silników gwiazdowych zasługuje na uwagę typ Mercier (zastosowany na LeO-45) z odpływem powietrza chłodzącego w miejscu największego podciśnienia.

Wykończenie powierzchni staranne, główki nitów kryte, gładkość w znaczeniu przemysłowym — bez zarzutu.

O osiągach i charakterystykach mówi załączona tablica. Szybkość 500 km/godz — przekroczona w seryjnych samolotach, nawet zbliża się do 600 km godz drogą trudniejszą lecz celowszą, niż obcinanie powierzchni i zwiększanie mocy, bo aerodynamiką, a szczególnie zredukowaniem oporów chłodzenia. Ta droga prowadzi jednocześnie do dobrych własności krążenia, a więc przewagi w walce, i utrzymania niewielkiej szybkości lądowania (nieznacznie ponad 100 km/godz). W wielu jednak wypadkach spotykamy nawet 150 km godz.

Wysokość „pracy" samolotu przeważnie od 4000 do 5000 m.

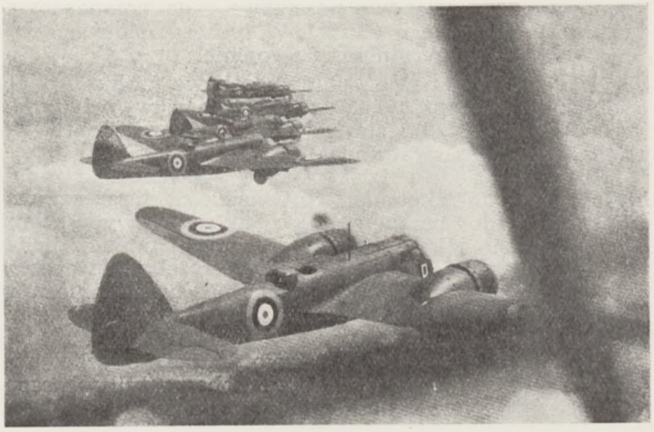
W bombowcach stwierdzamy dwa kierunki (lub dwie wersje): duży zasięg lub wielki ciężar bomb.

Przy zbliżonych mocach silników i szybkościach Bristol Blenheim 500 kg bomb i zasięg 3150 km (podobnie Do-17), Łoś 2200 kg i 1300 km.

Decydują tutaj nie tyle zamiłowanie czy nastawienie konstruktora, ile położenie geograficzne i zamiary lub potrzeby danego kraju.

Taka jest przeciętna Salonu. Od szablonu odbiegają: Fokker D-23 o układzie (widocznym na zdjęciu) podyktowanym dążeniem do uniknięcia wpływu momentów żyroskopowych śmigła na własności w locie, i zwiększeniem widoczności, l'elytroplan p. de Rouge ze skrzydełkiem pomocniczym nad płatem głównym i przed środkiem ciężkości (zabezpieczenie przed skutkami utraty szybkości; dzięki skierowywaniu strug powietrza przez skrzydełko pomocnicze na płat główny i odpowiedniemu układowi momentów, samolot posiada wybitną zdolność „przepadania"), trzy samoloty budowane na konkurs Societe du Duralumin: Kellner-Bechereau E-5 (konstrukcja i działanie skrzydła), Alliet-Larivière 04 i Daspect 3 (układ) — no i dzieło konsekwentnego i upartego mimo wielu przeciwności losu p. Mignet, H. M. 23 (ewolucja Pou).

Nad wyposażonymi w setki i tysiące koni mechanicznych samolotami królowały wysoko zawieszone, doskonałe i dostojne szybowce: PWS 101 inż. Czerwińskiego i Reiher inż. Jacobsa (D. F. S. — Darmstadt). Inne szybowce Salonu tak znacznie im ustępowały w aerodynamice, konstrukcji i wykończeniu, że można je pominąć milczeniem.



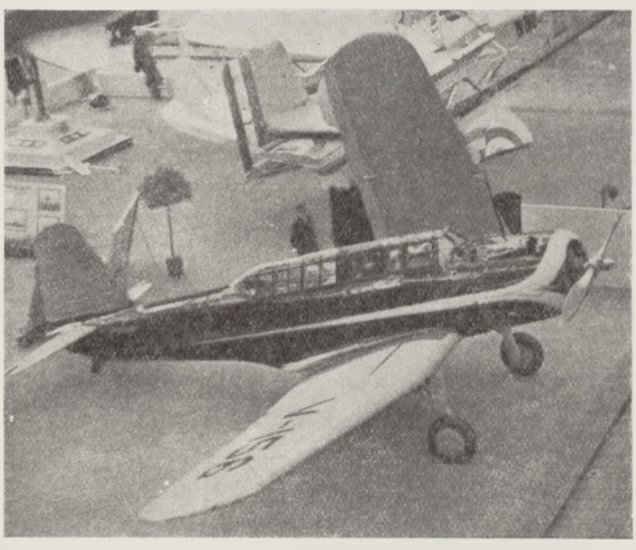
Fot. L'Aeronautique
Rys. 6. Eskadra angielskich samolotów bombowych Bristol Blenheim.

Materiały konstrukcyjne

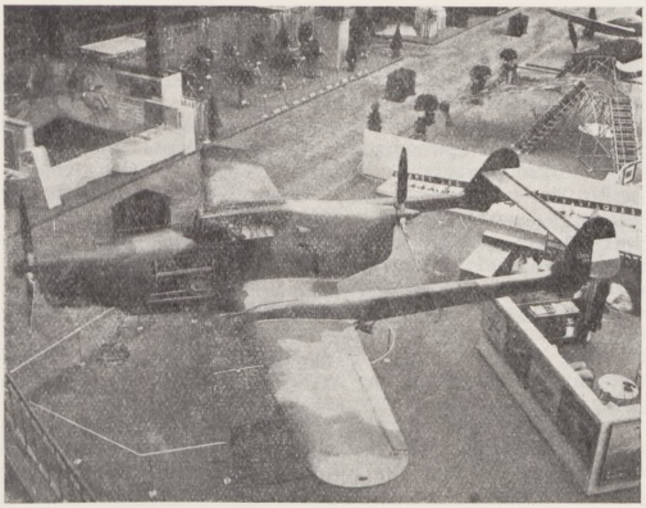
D u r a l. Stosowany bez żadnych zmian, jak dotychczas, na elementy pracujące, na pokrycie itd.

S t a l. Poza takimi zespołami jak łoża silnikowe, lotki, klapy itp. ze spawalnej stali (chromo-molibdenowej), niektóre duże samoloty posiadały pasy dźwigarowe wykonane ze stali (np. Łoś). Pasy stalowe znajdują się przeważnie po stronie rozciąganej i w części środkowej skrzydła, przechodzącej przez kadłub. Ponadto starą swą formę zachowały kadłuby kratowe, wykonane ze stali spawalnej. Skrzydeł wykonanych całkowicie ze stali, zaobserwować nie można było.

D r e w n o. Drewno wystąpiło jako materiał konstrukcyjny wszystkich możliwych zespołów płatowca — za wyjątkiem łoża silnikowego — i to pod różnymi formami konstrukcyjnymi. A więc: skrzydła jednodźwigarowe z pracującym sklejkowym kesonem przednim (SABCA, La Cigale, Cigale Major i in.), skrzydła dwudźwigarowe kryte sklejką (Fokker D-23, Koolhoven, Lignel-20, Caudron-Cyclon), skrzydło zastrzałowe, posiadające na zewnątrz zastrzałów keson jako element pracujący, zaś od zastrzałów do kadłuba formę konstrukcyjną pośrednią pomiędzy kesonem a dwudźwigarówką (Mewa), żebra drewniane przy metalowych dźwigarach (R-82, Henriot-510), lotki itp. Kadłuby podłużnicowe, kryte sklejką (Cigale, Cigale Major), kadłuby



Fot. S. Madejczyk
Rys. 7. Vought V-156, amerykański samolot do wywiadu i lekkiego bombardowania (przewidziany na awiomatkę).



Fot. G. Leyckam — Paris

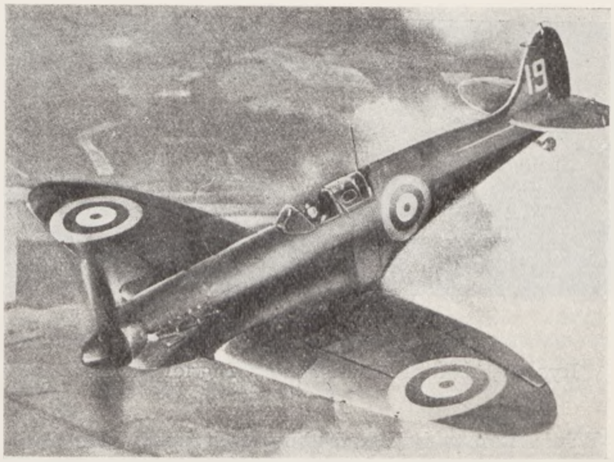
Rys. 8. Samolot myśliwski Fokker D-23.

podłużnicowe kratowe, kryte płótnem (Caudron-Cyclone), kadłuby podłużnicowe konstrukcji mixte drewno-dural (Hanriot 510) itp. Można było spotkać następujące gatunki drewna i sklejki: sosna, sprus (Hanriot 510), akacja (Caudron-Cyclone). sklejka brzozowa (Mewa), sklejka mahoń okume (Lignel-Mistral). Ponadto Societé Francaise de Construction Aéronautiques wystawiło mały samolot na Coupe Deutsche 1939 — Lignel Mistral — wykonany z drewna ulepszonego systemem Brodeau. Kadłub klasyczny monocoque z wręgami usztywniającymi skrzydło kesonowe. Drewno ulepszone składa się z kilku warstw sklejki mahoniowej (okume), pomiędzy które włożone są warstwy korka. Uzyskuje się przez to dużą sztywność przy małym ciężarze. Kadłub Lignel-Mistral waży ok. 30 kg (pusty, bez łoża silnikowego).

Płótno. Płótno używane jest w dalszym ciągu jako pokrycie na skrzydła (Hurricane, Hanriot-232, Hanriot-182, Romano-82. Daspect-03) i na kadłuby, przeważnie w tylnej ich części (Koolhoven, Hanriot-232, Romano-82, Mewa i inn.).

Kleje. Na ogół według informacji, zasięganych na poszczególnych stoiskach kleje ze sztucznych żywic przyjęły się dotychczas mało w drewnianych konstrukcjach. Najprawdopodobniej Fokker klei kauritem, czego dokładnie stwierdzić nie można było, atoli wszystkie wytwórnie francuskie, pracujące w drewnie, kleja klejami kazeinowymi. Według informacji udzielonych na stoisku Caudrona, i przez inż. Paul Auberta w ogóle nie robiono jeszcze żadnych prób z klejami ze sztucznych żywic.

Wnioski ogólne. Bezwzględnie dural jest nadal dominującym materiałem w lotnictwie. Jednakże drewno zupełnie nie ma zamiaru wyrzec się swej roli, przeciwnie, wygląda na to, że materiał ten uplasował się jako drugi materiał konstrukcyjny w lotnictwie. Poza szybowcami i samolotami turystycznymi, wykonanymi prawie wyłącznie z drewna, widzieliśmy na Salonie drewno w zastosowaniu do maszyn rekordowych (Lignel-20, Lignel-Mistral), do maszyn myśliwskich (Fokker D-23, Koolhoven, Caudron-Cyclone), do maszyn dalekiego wywiadu i lekkiego bombardowania (SABCA — Caproni), do maszyn wywiadowczych i współdziałania (Mewa, Hanriot-510) i w szkolnych przejściowych (Wyżeł). Jak zatem z tego widać, drewno zastosowano do wszystkich lżejszych kategorii samolotów wojskowych — nie wystawiono natomiast samolotów drewnianych cięższych. Ponadto próbowano zastosować drewno do konstrukcji mieszanych przy współdziałaniu metalu w tych samych zespołach (Hanriot), co jednakże raczej nie jest udaną koncepcją. Niektóre z powyższych konstrukcji posiadające całe zespoły, np. skrzydło, z drewna, należy zaliczyć do bardzo udanych, choć np. kadłuby drewniane lekkich samolotów myśliwskich wzbudzały pewne zastrzeżenia, ze względu na lądowanie.



Rys. 9. Samolot myśliwski Vickers Supermarine „Spitfire".

Sprawa klejenia drewna kauritem napotkała, jak widać, na pewne trudności. Wytwórnie z konieczności używają w dalszym ciągu do tego celu mniej wartościowych klejów kazeinowych. Sklejka na pokrycie używana jest w dalszym ciągu z bardzo dobrym wynikiem. Płótno daje się bardzo dobrze stosować przy dużych szybkościach (najszybsze na świecie myśliwskie samoloty Hurricane, Koolhoven posiadają pewne części kryte płótnem). Stal zachowała swoją dotychczasową rolę: kadłuby kratowe, elementy opierzenia, weszła również do konstrukcji dźwigarów.

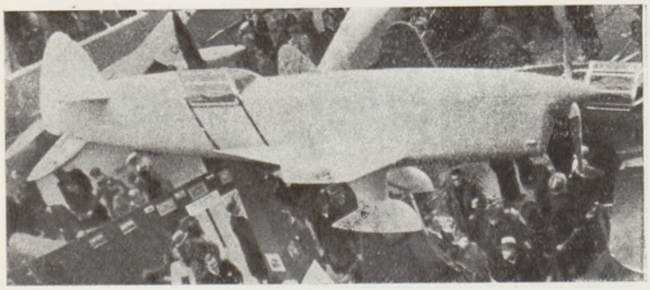
Konstrukcja

Salon w Paryżu nie przyniósł żadnych rewelacyjnych rozwiązań konstrukcji płatowców z punktu widzenia wytrzymałości. Można jednak mówić o pewnych tendencjach w konstrukcji; poza tym ciekawe są niektóre rozwiązania elementów drobnych mniej lub więcej odbiegające od rozwiązań normalnych.

Do ciekawszych konstrukcji skrzydeł należą skrzydła Vought V-156 oraz SABCA S-47; oba są w swej budowie bardzo podobne. Różnica zachodzi jedynie w materiale: pierwsze jest metalowe, drugie — drewniane. W obu wypadkach mamy do czynienia z jednym dźwigarem oraz pokryciem pracującym, znajdującym się przed dźwigarami. tworzącym razem z nim keson przenoszący skręcanie. Skrzydło chwycone jest na trzech okuciach, dwóch dźwigarowych i trzecim przy krawędzi natarcia. Ciekawe, ze takie rozwiązanie skrzydła, spotykane zwykle przy szybowcach i całkiem lekkich samolotach, zastosowano do samolotów akrobacyjnych, których ciężar w locie przekracza 3000 kg. Konstrukcja taka pozwala na wykorzystanie tylnej części skrzydła do chowania podwozia lub do zbiorników.

Bardzo racjonalną wydaje się konstrukcja skrzydła, polegająca na tym, że zewnętrzne części skrzydła są rozwiązane jako keson, a środkowa część, między gondolami, posiada dwa dźwigary przenoszące zarówno zginanie jak i skręcanie. Elementami łączącymi te części skrzydła są gondole, które, jako bardzo sztywne, zapewniają dobrą współpracę tak różnych wytrzymałościowo konstrukcji. Równocześnie istnieje łatwy dostęp do przestrzeni między dźwigarami zarówno od dołu jak i od góry. Pozwala to na dobre wykorzystanie przestrzeni tej przez zbiorniki paliwa i dobry dostęp do nich. Taką konstrukcję skrzydła posiadają samoloty LeO-45 i Hanriot-232. W ostatnim wypadku środkowa część skrzydła posiada zastrzały tworzące z osią dźwigarów stosunkowo mały kąt.

Skrzydło Hurricana posiada konstrukcję dźwigarową usztywnioną na skręcanie za pomocą żeber „w trójkąt" (konstrukcja rusztowa). Jest to układ bardzo korzystny tak ze względu na lekkość jak i sztywność skrzydła.



Fot. S. Madejczyk.

Rys. 10. Samolot rekordowy Lignel Mistral.

Wśród konstrukcji kadłubów spotykamy obok konstrukcji skorupowych bardzo często kratowe, jak np. Fokker D-23, SABCA S-47, NC-510 (krata drewniana), Morane-406, Vought V-156, Hanriot-182, Hurricane, Koolhoven F. K.-58. Blachy kadłubowe kadłubów skorupowych są usztywnione bardzo gęstą siatką ram i podłużniczek, przy czym ramy posiadają same w sobie małą sztywność, jest ich natomiast duża ilość; podłużniczki posiadają zwykle przekrój omegówki i są ułożone również bardzo gęsto. Przykłady takich kadłubów widzimy przy samolotach CAO-200, LeO-45, Centre-2234. W przypadku stosowania otworów usztywnia się je, np. Dornier Do-17 posiada od spodu kadłuba bardzo długi prostokątny otwór usztywniony dwiema bardzo mocnymi podłużnicami. Otwór jest tak duży (długi), że wobec braku jakiegokolwiek „wykrzyżowania" go zarówno w jego płaszczyźnie, jak i wewnątrz kadłuba, konstrukcja wydaje się niedostatecznie sztywna na skręcanie. Podobnie gęsto usztywnione pokrycie kadłuba jak i skrzydła posiada samolot Bloch-151; do usztywnienia użyto samych omegówek. Pracującym pokryciem skrzydła jest tu płaska blacha tworząca z dwoma dźwigarami keson pracujący na skręcanie; zginanie przenoszą tylko dźwigary, które wydają się mocno przewymiarowane nawet dla samolotu akrobacyjnego. Prawie wszystkie spotykane kesony skrzydłowe posiadają dwa a czasem trzy wyraźne dźwigary; na ogół nie spotyka się konstrukcji o czystym kesonie.

Wracając do kadłubów skorupowych widzimy silniejsze ramy w miejscach łączenia skrzydła z kadłubem. Czasem są one niewystarczające jak np. przy samolocie Potez-662, gdzie w egzemplarzu pokazanym na Salonie można było stwierdzić duże wyboczenia miejscowe blach kadłuba powyżej noska skrzydła (z obu stron).

Wcale częstym zwłaszcza przy samolotach mniejszych jest stosowanie zastrzałów przy statecznikach poziomych, których drugie końce umocowane są albo na kadłubie albo na stateczniku pionowym; widzimy je np. na samolotach: Hanriot-182, Bloch-151, Morane Saulnier-406, Centre-2234 (po dwa zastrzały z każdej strony). Stosowanie takich zastrzałów, mimo, że zwiększają one opory aerodynamiczne, podyktowane jest nie tylko względami wytrzymałościowymi lecz chodzi raczej o zwiększenie sztywności konstrukcji i usunięcie mogących powstawać drgań usterzenia.

Na Salonie pokazano m. inn. blachę duralową o zmiennej grubości i płyty profilowe wykonane zbieżnie; ponadto blachy kesonu skrzydła na samolocie LeO-45 posiadały fale zbieżne. Stosowanie takich zbieżnie uformowanych elementów konstrukcyjnych posiada niemałe zalety: umożliwia lekką i tanią budowę płatowca przez dobre wykorzystanie materiału przy zachowaniu dostatecznej wytrzymałości.

Na uwagę zasługuje jeszcze sposób łączenia poszczególnych zespołów konstrukcyjnych samolotu LeO-45. Łączenie to nie odbywa się przy pomocy normalnych okuć, lecz najczęściej przy pomocy części wsuwanych jedna w drugą. Sposób ten ma pozwalać na duże tolerancje fabrykacyjne i ułatwiać zachowanie zasady wymienności przy równoczesnym małym wybijaniu się takich połączeń i dużej ich sztywności.

Obróbka blacharska płatowca

Kryte nitowanie jest powszechnie stosowane. Jako wzory można podać: Bloch 161-C, oraz 162B-5, Dornier Do-17, Spitfire, Fokker D-23. Zaznaczyć należy, iż wykonanie krytego nitowania tych płatowców jest bez zarzutu. Niewiadomo tylko, ile poświęcono temu pracy i czy koszta związane z robocizną były opłacalne w stosunku do uzyskanej przez to szybkości. Płatowce te mają silniki przeważnie o mocy 1000—1050 KM. Często spotyka się blachy pokryciowe skrzydeł jako gotowe elementy łapane śrubami do szkieletu. Nie ulega wątpliwości, iż tego rodzaju rozwiązanie wielce ułatwia wykonanie w serii, umożliwia przygotowanie blach usztywnionych, oraz nitowanie ich na automatach jak np. nitownica automatyczna FMA model NA 4. Nity kryte wciągane stosowane przy grubości blach do 3,5 mm, powyżej otwory pod nity gzynkowane.

Na podstawie pokazanych płatowców można wnioskować, że spawanie elektryczne punktowe przeżywa obecnie swój kryzys. Na poprzednim Salonie wielce było ono lansowane i przepowiadano powszechnie wprowadzenie spawania punktowego do produkcji. Szereg firm jak Sciaky, Languepin, Soud'Arc, rozwinęło produkcję spawarek elektrycznych; istnieje ich cała gama, zwiększono ich wydajność, ulepszono i uproszczono manipulację w dużym stopniu. Pomimo to, poszczególne wytwórnie mają poważne trudności, gdyż spawanie punktowe zostało prawie zupełnie zaniechane. Trudno jest dzisiaj powiedzieć, czy jest to winą samej formuły, czy wadą wykonania. Warto przytoczyć, iż pokrycie płatowca Dornier Do-17 posiada tak znikomą ilość nitów widocznych, iż należałoby wnioskować, że tam utrzymało się spawanie punktowe.

Na szczególną uwagę zasługuje wykonanie kolektora firmy Bristol. Nitowanie kryte, płaszcze z jednego kawałka blachy, wygniatane na prasie, a więc jeden szew spawania. Na ogół nie potyka się przy gondolach silnikowych zawias, łączonych drutami, które są bardzo kłopotliwe w użyciu. Ze względu więc na konieczność częstego sprawdzania silnika, usunięcie zawias drutowych na naszych płatowcach było by wielce wskazane.

Z maszyn, względnie narzędzi specjalnych do obróbki blach, warto wymienić:

1) maszyna uniwersalna do wycinania i wygniatania otworów ulgowych, zaginania krawędzi wewnętrznych i zewnętrznych firmy Schuller typ MBir/600 lub MBir/300.

2) nitownica automatyczna do nitów krytych firmy FMA Pokorny model NA 4.

3) maszyna do krępowania rur firmy Emil Bonnamy, podobna do „Climax" lecz z napędem ręcznym, pracuje bardzo sprawnie i szybko.

4) nitownice ręczne oleo-pneumatyczne firmy Jambon.

5) wiertarki, pilniarki, gwintowniki powietrzne firmy Globus.

Podwozia

W dziale maszyn wojskowych (za wyjątkiem łącznikówek) i pasażerskich panują niepodzielnie podwozia chowane. W samolotach wielosilnikowych podwozia widelcowe o dwóch amortyzatorach związanych u góry ramą, chowane w gondolę. Jednosilnikowe chowają podwozia w skrzydło, najczęściej w kierunku na kadłub, co pozwala dowolnie rozstawić golenie wzdłuż rozpiętości płata, oraz ewentualnie wykorzystać w średniopłatach wystającą pod skrzydła część kadłuba (Koolhoven). Podwozia chowane w skrzydła uchwycone za koło jednostronnie. Sposoby łączenia amortyzatora z kołem różnorodne, najczęściej wkręcanie w tuleję wytoczoną w jednej całości z ośką.

Sterowanie hydrauliczne prawie wszędzie z blokowaniem mechanicznym za wyjątkiem instalacji Messier. Skoki amortyzatorów różne, nawet w tej samej kategorii maszyn. Ogólnie: niemieckie — duże, angielskie — małe, francuskie — bardzo duże.

Materiały stosowane są różnorodne. Niemcy przy maszynach dużych dają chętnie kraty ze spawanych rur, w małych zaś stosują odlewy elektronowe. We francuskich podwoziach używają bardzo dużo bloków z metalu lekkiego ze wstawianymi amortyzatorami. Wszystkie uchwyty zastrzałowe wychodzą lekko i zgrab-

nie, gdyż unika się trudności uchwycenia cylindra amortyzatora, którego ścianka przy sile skupionej musi być odpowiednio grubsza dla uniknięcia owalizacji, a samoopasanie wychodzi ciężko także z powodu odkształceń. Pozostała część podwozia — to stal. Holendrzy dają wszystko stalowe z dużą ilością spawania. Wykonanie wygląda prosto i tanio. Angielskie podwozia, za wyjątkiem firmy Dowty, która używa dużo duralu frezowanego — stalowe.

Kierunki osi goleni głównych przy podwoziach jednogoleniowych przeważnie normalne do płaszczyzny cięciw skrzydła środkowego. Niektóre maszyny dają skos koła taki, by punkt przyłożenia wypadł pod golenią, przez co na gięcie od koła umocowanego jednostronnie pracuje głównie połączenie ośki z amortyzatorem. Podwozia bez tylnego zastrzału są znacznie cięższe lecz bardzo wydatnie oszczędzają skrzydła.

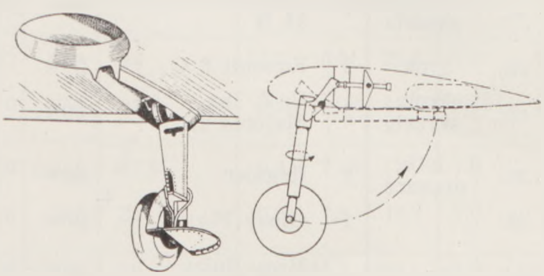
Kółka ogonowe lub płozy opracowane bardzo starannie, chowane tylko w maszynach dużych, komunikacyjnych i bombardujących. Maszyny myśliwskie i liniowe dają najczęściej maleńkie kółeczka zamocowane bardzo topornie z lekkim oprofilowaniem lub zupełnie odsłonięte. Płozy spotykamy w mniejszej ilości, chociaż są na takich maszynach, jak Caudron-Renault i Bloch-151.

Przy nowych, szybkich maszynach coraz trudniej wyjść z energią konieczną do pochłonięcia przez pneumatyki i amortyzatory. Urządzenia nośne płata dają dużą składową pionową szybkości po torze lądowania i uderzenie o ziemię jest bardzo mocne. Podwozia trzebaby wysuwać w przód ze względu na środek ciężkości, a z drugiej strony kierunki sił powodować mogą tak duże zakleszczanie dławic amortyzatorów, że podwozie może się zniszczyć przed wykorzystaniem pełnej amortyzacji.

Pewne udogodnienia w tych trudnościach daje podwozie trójkołowe likwidujące ponadto niebezpieczeństwo wyskoku. Podwozie takie zastosował jedynie Fokker D-23.

Omówimy teraz ciekawsze podwozia Salonu. Rys. 11 podaje podwozie belgijskiej maszyny SABCA S-47, składane w tył na skrzydło z obrotem o 90°. Goleń oprofilowana wystaje całkowicie nie zajmując jednak dużo nośnej części skrzydła. Pomimo braku zastrzałów wygląda zupełnie lekko. Amortyzator uchwycony nakrętką w wytoczeniu odkutej ośki.

Myśliwski Koolhoven podaje bardzo ładne umieszczenie podwozia w skrzydle przy wykorzystaniu wystającej części kadłuba. Podwozie bez zastrzału tylnego obraca się czopem wystającym przed pierwszy dźwigar. Czop bardzo masywny. Goleń kładzie się całkowicie w część noskową, a koło swoim owiewkiem zamyka dokładnie dolną część kadłuba. Ponieważ otwór w noskach przy otwartym podwoziu psuje opływ, dano ruchome klapki zamykające, wciskane golenią przy chowaniu podwozia. Części pracujące skrzydła pozostały nienaruszone. Wszystkie części podwozia czepiane do goleni — spawane. Wykonanie tanie i niewymagające urządzeń. Kółko płozowe niechowane. Ośka zmocowana z amortyzatorem kołnierzowo.



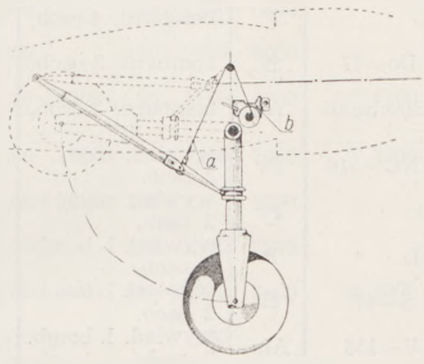
Rys. 11. Podwozie samolotu SABCA S-47.

Amerykański Vought V-156, buduje podwozie kładzione jak na SABCA S-47 przy zastosowaniu podwójnego zastrzału tylnego; obrót koła o 90° otrzymamy przez skośnie ustawioną oś. Amortyzator, ściągany w tył łamanym zastrzałem, obraca się dokoła osi w nagwintowanych uchwytach. Sprężyna o dużej średnicy zwojów wypycha podwozie nazewnątrz. We wszystkich trzech opisanych maszynach napęd hydrauliczny. Maleńkie kółko płozowe z masywu z oprofilowaną golenią.

Francuski myśliwiec Morane Saulnier-405 jest zaopatrzony w podwozie firmy Olaer, sterowane hydraulicznie, składane w kierunku na kadłub, wyglądające dość lekko. Blokowanie zaczepami zwalnia się przy pierwszym ruchu wciągnika. Koło, jak u Koolhovena, uchwycone po stronie zewnętrznej goleni.

Fokker D-23 jest trójkołowcem, przy czym dwa koła tylne idą pod kadłub, spotykając się niemal na osi, a przednie chowa się w tył. Całość starannie zamknięta klapami, sterowanymi przez podwozie. Mechanizm wciągania niezmiernie prosty, przy czym zastrzał łamany — spawany. Dolna część składa się wewnątrz górnej rozdwojonej.

Kiedy mowa o trójkołowcu, to wspomnieć warto o małym „Allar" 04, którego dwa tylne koła są zawieszone na amortyzacji gumowej, a przednie amortyzuje tylko dętka.



Rys. 12. Podwozie f-my Societe Mechanique Generale.

Myśliwiec angielski Hawker Hurricane chowa podwozie hydraulicznie w skrzydło w kierunku na kadłub, lekko ku tyłowi. Nie wiadomo czym spowodowany kierunek chowania ogromnie komplikuje mechanizm przez użycie kardanów oraz wprowadzenia tylnego zastrzału po osi obrotu, która jest równoległa do cięciwy. Wszystko stal, konstrukcja mocna. Kółko ogonowe lekko osłonięte owiewkiem podkadłubowym, niechowane.

Myśliwiec Bloch 151, o podwoziu Messier, daje podwozie bardzo proste, kładzione hydraulicznie w skrzydło w kierunku na kadłub. Goleń chowa się jak u Koolhovena w część noskową, tylko umieszczenie koła od wewnątrz przy jednoczesnym skosie goleni do osi symetrii płatowca — jest trochę niezrozumiałe. Uderzenie boczne od zewnątrz, dodane do oddziaływania reakcji pionowej, ogromnie mocno wymiarują wciągnik. Trochę ratuje sytuację skos koła. Podwozie obraca się na ogromnym czopie wysuniętym przed pierwszy dźwigar. Płoza prosta, spawana, zaopatrzona w wymienialną czapeczkę wygląda sztywno, lecz nie wiadomo co kryje kadłub.

Bombardujący Bloch 162-B 5 wszystko chowa na gładko w gondolę, tak samo szybki transportowiec Potez 662 oraz trzymiejscowa pościgówka Potez-63.

Jedyną maszyną o podwoziu chowanym elektrycznie jest Liore-Nieuport 161. Oś łamana ma wstawiony motor — wysuwanie amortyzatorami. Podobne podwozie wystawia firma Air Equipement, tylko inaczej rozwiązane jest w nim wysuwanie. Pozostałe francuskie maszyny mają podwozia podobne do wyżej opisanych.

Firma niemiecka Elektron — Co. m. b. H. poza kompletem amortyzatorów wystawiła podwozie chowane, w którym zamocowanie w skrzydle i dźwignia napędzająca wykonane są z lekkiego metalu i chyba z małym współczynnikiem bezpieczeństwa. Wciągnik hydrauliczny z mechanicznym blokowaniem w punktach krańcowych, przy użyciu zacisków kulowych. Wyłączanie — kontaktami elektrycznymi.

PRZEGLĄD SAMOLO

TYP	Państwo	Przeznaczenie	Płatowiec: Układ	Płatowiec: Materiały	Płatowiec: Typ podwozia	Płatowiec: Urządzenia skrzydł.	Silniki: Ilość	Silniki: TYP	Silniki: Chłodzenie	Silniki: Moc N KM
SE—200	Fr	Transatlant. komunik. 40 + 8 osob	górn. woln.	metal	łódź		6			9000
Farman NC—2234	Fr	pocztowy	górn. zastrz.	dur.	ch.	krok.	4	Hisp. Suiza 12 Ydrs	ciecz.	3100
Wicher PZL	P	komunikac. 4 + 14 osob.	doln. woln.	dur.	ch.	krok.	2	Wright Cyclone Gr 1820	pow.	1700
Potez 662	Fr	komunikac. 15 osob.	doln. woln.	met.	ch.	krok.	4	Gnome Rhône Mars	pow.	2640
Bloch 162 B—5	Fr	bombard. 6 osob.	doln. woln.	met.	ch.	krok.	4	Hisp. Suiza 14 AA	pow.	4400
LeO 45	Fr	bombard. 4 osob.	śr. woln.	st.—dur	ch.	krok.	2	Hisp. Suiza 14 AA	pow.	2200
Łoś PZL	P	bombard. 4 osob.	śr. woln.	dur.	ch.	krok. skrzela	2	Bristol Peg. XX	pow.	1836
Dornier Do—17	N	bombard. 3 osob.	górn. woln.	dur.	ch.	krok.	2	BMW 132	pow.	1760
Bristol Blenheim	An	bombard. 3 osob.	śr. woln.	dur.—st.	ch.	krok.	2	Bristol Merc. VIII	pow.	1660
Hanriot NC—510	Fr	wywiad. tren. 3 osob.	górn. zastrz.	dur.—drzewo	st.	krok.	2	Gnome Rhône M-14	pow.	1360
Potez 63	Fr	wywiad. myśliw. 3 osob.	doln. woln.	st.—dur.	ch.	krok.	2	Hisp. Suiza 14 Ab	pow.	1500
Sum PZL	P	wywiad. l. bomb. 3 osob.	śr. woln.	dur.	st.	krok.	1	Bristol Peg. XX	pow.	918
SABCA S—47	B	wywiad. l. bomb. 2 osob.	śr. woln.	drzewo — st.	ch.	krok.	1	Hisp. Suiza 12 Ycrs	ciecz.	835
Vought V—156	Am	wywiad. l. bomb. 2 osob.	doln. woln.	dur.—st.	ch.	krok.	1	Twin Wasp Junior	pow.	750
Fokker D—23	Hol	myśl. 1 osob.	śr. 2 kadł.	dur.—st.	3 koł. ch.	krok.	2	Walt. Sag. ISR	pow.	1056
Wilk PZL	P	bomb. nurk. 2 osob myśliw.	śr. woln.	dur.	ch.	krok. skrzela	2	Foka PZL	pow.	800
Hawker Hurricane	An	myśliw. 1 osob.	doln. woln.	drzewo — st.	ch.	krok.	1	RR Merlin II	ciecz.	1050
Bloch 151—C—1	Fr	myśliw. 1 osob.	doln. woln.	dur. st.	ch.	krok.	1	Gnome Rhône 14 N	pow.	870
Koolhoven FK-58	Hol	myśliw. 1 osob.	śr. woln.	drzewo — st.	ch.	krok.	1	Hisp. Suiza 14 AA	pow.	1080
Liore CAO—200	Fr	myśliw. 1 osob.	doln. woln.	dur.—st.	ch.	krok. ham.pow.	1	Hisp. Suiza 12 Y 31	ciecz.	860
Morane MS 406	Fr	myśliw. 1 osob.	śr. woln.	dur.	ch.	krok.	1	Hisp. Suiza 12 Y 31	ciecz.	860
Supermarine Spitfire	An	myśliw. 1 osob.	doln. woln.	metal	ch.	krok.	1	RR Merlin II	ciecz.	1050
Caudron Cyclone	Fr	myśliw. 1 osob.	doln. woln.	drzewo	ch.	krok.	1	Renault 12 R	pow.	450
Arsenal 30 C—1	Fr	myśliw. 1 osob.	śr. woln.		ch.			Hisp. Suiza 12 xCrs	ciecz.	860
Mewa PZL	P	obserwac. 2 osob.	górn. zastrz.	drzewo — st.	st.	klapy skrzela	1	Gnome Rhône 14 N	pow.	725
Hanriot 232	Fr	Tren. bomb. 2 osob.	górn. zastrz.	drzewo — dur.	ch.	krok.	2	Renault 6 Q	pow.	440
Wyżeł PZL	P	Tren. bomb. 2 osob.	śr. woln.	drzewo	ch.	krok. skrzela	2	P. Z. Inż. Major 4 B	pow.	260
Aubert Major	Fr	turyst. 4 osob.	górn. woln.	drzewo	st.	lotki opuszcz.	1	Regnier	pow.	140
Miles Monarch	An	turyst. 3 osob.	doln. woln.	drzewo — met.	st.		1	Gipsy Major	pow.	130
Potez 161	Fr	komunikac. transatlant.	górn. zastrz.	met.	łódź	krok.	6	Hisp. Suiza 12 Y drs	ciecz.	5580
Potez 160	Fr	makieta lat.	górn. zastrz.		łódź	krok.	6	Train 4 A	pow.	240
						S k a l a				3,3 2,6

Skróty: Am — Ameryka; An — Anglia; B — Belgia; Fr — Francja; Hol — Holandia; N — Niemcy; P — Polska;

*) Przegląd obejmuje tylko nowsze samoloty Salonu.

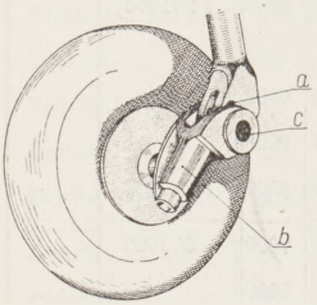
TÓW SALONU*)

Ciężary				Wymiary			Charakterystyki				Osiągi						
W locie	Użyteczny	Udźw.	Bomb	rozpiętość	długość	powierzchnia	wydłużenie	obc. pow.	obc. mocy		szybk. max	na wysok.	szybk. ląd.	zasięg	pułap	czas wznosz. na wysok.	Uwagi
G kg	G_u kg	$\frac{G_u}{G}100$	kg	L m	l m	S m²	λ	$\frac{G\ kg}{S\ m^2}$	$\frac{G\ kg}{N\ KM}$	$\frac{\lambda \cdot l}{L}$	km/godz	m	km/godz	km	m	min/m	
66000				52	40	340	8	194	7,3	6,2	420	4500		6000	5000	9′/2000	makieta
24000	14000	58		33,6	22	132,6	8,5	181	7,7	5,5	385	3300	140	8000	4000		
9260	4160	45		23,7	18,5	75	7,5	124	5,4	5,8	375	2000	110	1800	6300	2,7′ 1000	na lotn. Orly
8480	2980	35		22,4	16,9	64,3	7,75	132	3,2	5,9	460	4000		1000			
19000	7800	41	3580	28,1	21,9	169	6,7	175	4,3	5,2	485	5000	110	2400	9000	3′/1000	
10700	4400	41		22,5	16,8	68	7,5	157	4,9	5,6	480	4000					
8500	4275	50	2200	17,9	12,9	53,5	6,0	160	4,6	4,3	440		135	1300	6000		
7700	3000	39		18	16	55	6,0	140	4,4	5,3	500		110	2500	9000		
5670	3760	66	500	17	12	44	6,7	130	3,4	4,8	475	4500	90	3150	8300	3,7′ 1500	
3920	1160	30		15	10	31,5	7,1	125	2,9	4,9	350	3000		1350	7000	6′,3000	
3850				16	11	33	7,7	117	2,6	5,4	460	5000	100		9000		
3550	1595	45		14,6	10,5	28,3	7,5	125	3,9	5,4	425		132	1300	7700		
3200	1100	34	200	13,2	10,6	23,8	7,3	134	4,2	5,9	480	4200	115	1575	9500	4′ 2000	n 12
2950				12,8	10,8						370			1100			
2950	770	26		11,5	10,3	18,5	7,1	160	2,8	6,3	525	4100	150	840	9000	1,35′/1000	kab. opanc.
2770	1085	38	300	11,1	8,35	18,8	6,5	147	3,5	4,9	465	4000	115	1250	10000	5,2′ 4000	
2730				12,2	9,6	23,9	6,2	114	2,6	4,9	540	5300	96	1300	11900	9′ 6100	
2590	610	23,5		10,5	9,0	17,3	6,5	150	3,0	5,6	490		110			6′ 5000	
2550	750	30		11	8,7	17,3	7,0	147	2,4	5,5	504	4500	123	750	10400	6,1′ 5000	
2500				9,5	8,9	13,3	6,8	188	2,9	6,4	550	4600	147		11000	4,8′ 4000	
				10,6	8,15	16	7,0			5,4	500	5000	110			8′ 5000	
2400						22,5		106			570		110				
1665	365	22		8.9	8,5	12,5	6,3	133	3.7	6,1	470	4000	130		9100	2,2′/1000	
											500	4200		900			
2420	670	28		13,45	9,05	25	7.2	97	3,3	4,9	360	3600	130	750	8500	1,7′ 1000	
2187	532	24		12,7	8,5	21,2	7,7	104	5,0	5,2	335	1000			7500	4′/2000	
1410	460	33		9,26	6,94	12.7	6,75	111	5,4	5,1	315	0	118	1160	4500		
1000	475	47,5		9,5	7,15	13	7,0	77	7,1	5,3	265	0	80	1100	7500		
975	345	35		10,8	7,9	16,7	7,0	58	7,5	5,1	233	0	72	1000	5300		
40000	19500	49		46	32,2	263	8,0	152	6,1	5,6	357	950		8300			
2275				17,7	12,4	39	8,0	58	9,7	5,6	222	950					
$2,6^3$				$2,6^1$		$2,6^2$		$2,6^1$	$2,6^{-0,3}$		$2,6^{0,5}$						

ch. — podwozia chowane; st. — podwozia stałe.

Francuska firma Air Equipement poza kompletem zwykłych amortyzatorów dała ogromne podwozie chowane elektrycznie z motorem w osi łamania. Wysuwania dokonuje się nagromadzoną energią powietrza sprężonego przez tłok przy chowaniu. Zasobnikiem są skrzyżowania spawanych rur przedniej ramy. Blokowanie mechaniczne w obu krańcowych położeniach przy użyciu haczyków i gniazdek. Odblokowanie sterowane mechanicznie przy pierwszym ruchu dźwigni włączającej motor elektryczny. Całość skomplikowana i budzi wątpliwości co do niezawodności działania.

Firma Societé Mecanique General wystawiła podwozie napędzane mechanicznie od silnika (zastosowane na Breguet 691 o Q = 5000 kg). Podwozie wygląda niezmiernie prosto (rys. 12); zamontowane w gondoli silnika. Taśma pleciona stalowa nawijana na bębenek wyłącza jego ruch zamocowanym na niej zderzakiem. W położeniu dolnym zablokowanie mechaniczne, zwalniane w pierwszym drgnieniu taśmy. Podnoszenie 5 sek., wysuwanie 1,5 sek.



Rys. 13. Amortyzator f-my Dowty.

Angielska firma Dowty wystawiła ogromne podwozie chowane, zaopatrzone w zdublowany amortyzator, a mianowicie przy osce znajdują się dwa najnowsze amortyzatory oraz nad widelcem jeden wspólny o niewielkim skoku i dużej średnicy. Amortyzator według rys. 13 jest nowością, używany też jako jeden przy uchwycie jednostronnym. Oś obrotu *a*, cylinder *b* i uchwyt tłoczka *c*. Podobno daje bardzo duży skok koła. Wciągniki Dowty zaopatrzone są w dwukońcówkowe doprowadzenia oliwy. Zatrzaski blokujące mechaniczne. Materiał używany na podwozia dwojaki (poza dławicą), a mianowicie: stal i dural frezowany. Ostatni, używany w dużej ilości na widły, nożyce, okucia zastrzałów, a nawet ośki rurowe, pracuje bardzo dobrze. Części stalowe znitowane z duralem lub ześrubowane. Powierzchnia duralu uodporniona przeciwkorozyjnie, ładnie szabrowana. Przy sworzniach stałych brak tulejek, a przy obrotowych wyłożone są stalą lub brązem. Elementy podwozia, niejednokrotnie są słabo dobrane wytrzymałościowo. Niektóre sworznie, pracujące tylko na ścinanie, są zaopatrzone w łby i nakrętki, których duży stosunkowo wymiar nie znajduje się w ogóle w polskich normach lotniczych.

Firma Messier wystawiła całą gamę podwozi różnego typu, od najprostszych „sztywnych" do ogromnych chowanych o bardzo skomplikowanym mechanizmie. Ślady podwozi Messier znajdujemy w wytwórniach sprzętu pomocniczego oraz wyrabiających tylko odlewy lekkie, wreszcie pełne komplety podwoziowe na bardzo licznych maszynach francuskich i niefrancuskich. Instalacja hydrauliczna Messier — charakterystyczna z blokowaniem podwozia zatrzaskiem hydraulicznym. Nowością Messiera jest amortyzator, jeszcze nie użytkowany, a pozwalający na „dobicie" przy kole zupełnie nieobciążonym. Przy normalnym amortyzatorze znajduje się butla, w którą przepompowywuje się oliwę i w ten sposób koło wraz z tłokiem może być dowolnie zbliżone do cylindra. Nowość ta daje korzyść na wysokości podwozia nieobciążonego o wielkość skoku. Przy chowaniu podwozia w skrzydło użytkowanie podobnego urządzenia będzie nastręczało trudności. Umieszczenie butli nie z boku żebra pokrycia, a z przodu daje ogromne wykroje w kierunku cięciwy. Prawdopodobnie amortyzator ten znajdzie zastosowanie w podwoziach chowanych w gondolę. Przypuszczalny dodatek ciężaru w stosunku do amortyzatora normalnego ok. 40%. Widać, że firma starannie opracowuje sprawę chłodzenia piasty kół (z łopatkami i kanałami). Zagadnienie to stanie się konieczne do dobrego rozwiązania hamulców przy rozwoju maszyn trójkołowych, gdzie pełne i bezpieczne hamowanie wymaga dobrego odprowadzenia ciepła, a ponadto opony będą grubsze o starannie opracowanej powierzchni zewnętrznej.

Zabudowanie silników na płatowcach

Wyrazem dążeń do prawidłowych i pewnych w działaniu rozwiązań urządzeń związanych z zabudowaniem silnika są na Salonie stoiska licznych firm, których eksponaty świadczą o dużym współzawodnictwie odnośnie koncepcji, doboru materiałów i metod fabrykacji.

Zagadnienie tłumienia drgań wzbudzanych przez silnik rozwija firma Repusseau: pomyślano kilka typów sprężystych wsporników „Sillentblock" o zasadzie podobnej do amerykańskich „Lordów". Bardzo obiecujące zdają się być wsporniki płaskie: 2 płytki gumowe ściśnięte między czterema płytkami metalowymi; płytki zewnętrzne zespawane. Ugięcia osiowe tych amortyzatorów rzędu 0,04 do 0,1 mm pod obciążeniem 100 kg. Montaż na zwykłym łożu silnikowym, na konsolkach spawanych do łoża; przy silniku gwiazdowym można wykonać specjalną obręcz łoża o przekroju prostokątnym: wewnątrz umieszcza się amortyzatory. Oryginalny pomysł stanowi próba użycia amortyzacji pneumatycznej do podwieszenia silnika szeregowego: mała dętka i opona. Poza małą pewnością, układ ten daje znaczne ugięcia promieniowe i osiowe.

Łoża silnikowe na ogół z rur stalowych spawanych Firma Bronzavia wystawiła łoże do silnika gwiazdowego z obręczą dostosowaną do płaskich amortyzatorów Repusseau, z rur i blachy ze stali nierdzewnej, spawanej punktowo (elektrycznie). Wśród innych eksponatów tej firmy, wykonanych ze stali nierdzewnej, wystawiono klapki do pierścienia Townenda o napędzie pneumatycznym: rozwiązanie lekkie i bez balastu znacznej ilości części pomocniczych. W rozwiązaniach pierścieni Townenda, czy NACA, stosowane też są niekiedy klapki nastawne tylko na części pierścienia (Hanriot NC-510 — u góry pierścienia).

Odprowadzenie spalin na ogół, jak dawniej: oddzielne końcówki wylotowe przy silnikach szeregowych i kolektory dla gwiazdowych. Wylot spalin z kolektorów przez długie lub krótkie końcówki (jedna lub dwie), stanowiące całość z kolektorem bądź też przez długie rury połączone z końcówkami kolektora elementem elastycznym: giętkie, stalowe rury Titeflex na samolocie Kellner-Bechereau. Nowość stanowią pare flamme'y produkcji Bronzavia i GAL; konstrukcja tych końcówek wylotów, dostosowanych zarówno do silników szeregowych jak i gwiazdowych, ma ochraniać przed widocznością płomienia, nie powodując przy tym wzrostu przeciwciśnienia na wylocie.

Znaczna stosunkowo ilość eksponatów dotyczyła instalacyj zasilania.

Produkcję zbiorników, będących „gwoździem" instalacji paliwowej i olejowej, oraz chłodnic oleju i cieczy chłodzących, ilustruje szereg firm, jak Villar-Ferley, GAL, Lamblin, Gubri, Gallay i inne. Do budowy zbiorników używany przeważnie dural i aluminium. Łączenie części przegród i płaszcza nitami (z podkładkami uszczelniającymi lub bez) lub przez spawanie. Spawanie elektryczne elementów duralowych w sposób ciągły (à la molette) ilustruje firma Sciaky na nowym typie spawarki elektrycznej (elektrody w kształcie tarczy). Specjalny układ kontrolny — elektryczny pozwala, w szerokich granicach zmieniać odległości punktów spoiny: bardzo blisko rozstawione punkty mają dać mocne i szczelne połączenie.

Do konstrukcji chłodnic stosuje się mosiądz, brąz aluminiowy, stop Cu-Ni, stal nierdzewną oraz aluminium (chłodnice rurkowe). Typy chłodnic lamelowe i ulowe. Układ przeważnie dwukolektorowy, elementy połączone na stałe lub demontowalne. Kształty dostosowane często do warunków na samolocie. Zawór bezpieczeństwa na ogół stosowany, niekonieczny w chłodnicach ze stali nierdzewnej wytrzymujących ciśnienia do 10 kg/cm^2 przy blachach o grubości 0,15 do 0,2 mm. W użyciu są też regulatory dla utrzymywania stałej lepkości oleju.

Firmy Superflexit, Antifuite, CIMA wystawiły „protekcje" zbiorników chroniące przeciw różnym pociskom oraz przewody giętkie odporne na wysokie temperatury (do 1000^{0}C).

Zagadnienie napełniania zbiorników jest przedmiotem zainteresowania firm: Tecalemit i Rellumit; pierw-

sza wystawiła swą „głowicę Tecalemit" — druga ulepszyła „samoodcinacze" dopływu paliwa konstruując jednocześnie konkurencyjną „głowicę" o odmiennej zasadzie działania (pływak).

Umieszczenie chłodnic oleju na samolotach dość różne: obok chłodnic umieszczonych całkowicie na zewnątrz (Blenheim, Bloch), spotyka się chłodnice schowane w gabarycie osłon silnika z chwytami zewnętrznymi (SABCA, Vought i in.). Moran na samolocie M-406 umieszcza chłodnice z rurek aluminiowych pod silnikiem (z przodu) w wykroju okapotowania. Chłodnice cieczy chłodzących silnik wysunięte na zewnątrz, w osłonach z regulacją przepływu powietrza na wylocie (Moran 406, Hanriot).

Urządzenie kabin

Wobec trudności dostępu do niektórych samolotów wojskowych nie można opisać ich urządzeń szczegółowo. Na podstawie zewnętrznych raczej oględzin samolotów oraz wystawionych modeli i rysunków omówimy to zagadnienie według następującego podziału: 1) samoloty komunikacyjne, 2) wojskowe, 3) sportowe, 4) urządzenia i akcesoria.

S a m o l o t y k o m u n i k a c y j n e. Rozwiązania kabin idą w kierunku zapewnienia coraz większej wygody, a nawet luksusu pasażerom i załodze. Latające salony są reprezentowane przez francuskie transatlantyki (SE-200, LeO H-426) oraz angielski projekt Miles X-2 dużego samolotu komunikacyjnego. Dobre rozwiązanie kabiny pilota daje Caudron-Renault „Goeland". Układ przyrządów ogólnie przyjęty: na wprost pilota przyrządy nawigacyjne, po prawej silnikowe, dalej elektryczne, sygnały podwozia i klap.

S a m o l o t y w o j s k o w e. Bombowce. Ogólnie opracowanie kabin można podzielić na: uwzględniające wygodę i bezpieczeństwo załogi w wysokim stopniu, powiedziałbym „specjalnie" i inne — „w miarę możności", wykorzystujące istniejące już i czym innym podyktowane miejsce w kadłubie. Do pierwszych należy zaliczyć w pierwszym rzędzie Bristol'a Blenheim'a, więc urządzenie jego przykładowo omówimy. Widoczność pilota i obserwatora (bombardiera) bardzo dobra dzięki specjalnemu ukształtowaniu przodu kadłuba. Wygodny, regulowany w powietrzu fotel pilota. Pedały nad podłogą (pedały wiszące jak np. w Do-17 ujemnie wpływają na samopoczucie pilota). Sterowanie silnika i urządzeń do startu i lądowania — po lewej stronie, sterowanie w powietrzu (Flettnery) — po prawej. Hamulce na sterownicy (lepsze od nożnych, gdyż nie przeszkadzają w sterowaniu kierunku). Możność wyskoczenia duża (pilot siedzi blisko krawędzi natarcia skrzydeł i wyskakuje za silnik). Instalacja pochowana i osłonięta — nie krępuje ruchów załogi. Komunikacja załogi dobra. Tablica z przyrządami mała i skupiona. Bardzo wygodne — umieszczenie i osłona strzelca. Niektóre samoloty w wielu punktach stanowiły antytezę Blenheima lub znacznie mu ustępowały.

Ciekawym pod względem bezpieczeństwa i wygody pilota jest Fokker D-23. Wnosi nowe możliwości pod względem widoczności (układ) i zabezpieczenia przed ogniem nieprzyjaciela (silniki i opancerzenie). Możność wyskakiwania i wygoda kabiny nie nasuwają zastrzeżeń.

S a m o l o t y s p o r t o w e. O ile wygoda kabiny w wojskowych samolotach jest na bardzo dalekim planie (często się za to drogo płaci), to w sportowych ma zasadnicze znaczenie i w wielu wypadkach jest bez zarzutu. Wnętrze takiego samolotu coraz bardziej przypomina nowoczesny samochód. Miękko, przestronnie, łatwe wsiadanie, przewietrzanie, ogrzewanie, podręczny bagażnik — to są cechy powszechne. Warto wspomnieć o zupełnym prawie braku okienek otwieranych na zewnątrz (wyrywanie przy próbie silnika i w locie), które zostały wyrugowane przez szybki przesuwane.

U r z ą d z e n i a i a k c e s o r i a. Tu warto wymienić zwarte i łatwe w użyciu manetki do sterowania silników o skomplikowanej regulacji (Hobson), przenośne indywidualne urządzenia tlenowe dla załogi z giętkimi przewodami (EYQVEM) i uproszczone pasy spadochronowe (pojedyncze szerokie pasy firmy Aviorex).



Rys. 1. Stoisko firmy Bristol; od lewej: Hercules II z zabudowaniem, Perseus, Taurus, Pegasus XVII (XVIII) i Aquila.

Fot. G. Leyckam — Paris

Uzbrojenie

Uzbrojenie samolotów, wynikające z nowoczesnej taktyki walki powietrznej, wykazuje następujące kierunki i ogólne cechy:

1. Duża siła ognia samolotów myśliwskich uzyskana przez: a) zwiększenie ilości armatek i karabinów maszynowych (Spitfire i Hurricane mają po 8 k. m. w skrzydłach), b) zwiększenie kalibru (na Fokkerze D-23 skrzydłowe karabiny F. N. 13,2 mm, na bombowcach armatki 20 mm i więcej), c) zwiększenie szybkostrzelności (kadłubowe k. m. na tymże samolocie — F. N. 1300 strzałów na minutę; unika się również strzelania przez śmigło, dzięki czemu ilość strzałów jest wysoka i stała, bo nie „redukuje" jej uzgadniacz) no i d) zwiększenie zapasu naboi. Armatki przeważnie strzelają przez piastę śmigła (Moran-406, S-47);
2. opancerzenie kabiny (Fokker D-23);
3. ograniczenie ruchów k. m. dla zabezpieczenia przed ostrzelaniem sterów i skrzydeł swojego samolotu oraz zabezpieczenie przed strzałami na ziemi (instalacja hydrauliczna Dunlopa, uruchomiająca między innymi k. m., posiada przełącznik wykluczający możliwość strzału przy opuszczonym podwoziu);
4. podniesienie skuteczności ognia np. przez studia nad ulepszaniem przyrządów celowniczych (Spitfire, D-23) i stworzenie jak najlepszych warunków pracy załóg (osłona strzelca w Blenheimie);
5. bombowce lekkie i ciężkie przewidziane do kilku wersji obciążeń bombami.

SILNIKI

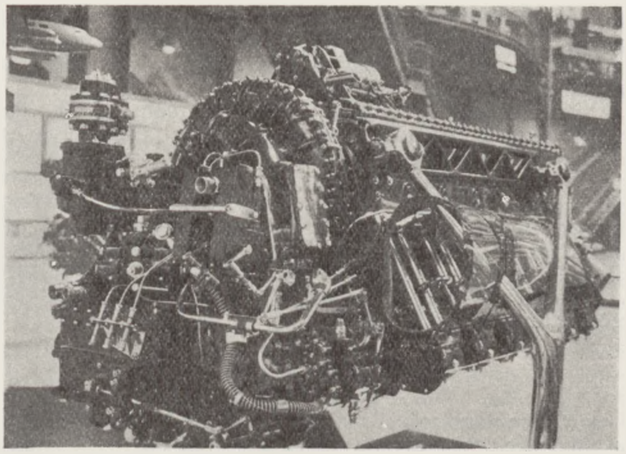
Na XVI-ym Salonie Lotniczym w Paryżu ilość silników wystawionych była bardzo znaczna. Dla dokonania przeglądu całkowitego dorobku silnikowego ostatnich lat brakowało tylko eksponatów włoskich i sowieckich.

Cechami znamiennymi tego salonu były: Stwierdzenie równoległego rozwoju obu grup silników, chłodzonych powietrzem i chłodzonych cieczą, dalszy rozwój silników bezzaworowych przez firmę Bristol oraz zadokumentowanie przydatności silników szeregowych w kształcie V odwróconego, które w niewielkiej ilości ukazały się dwa lata temu, na poprzednim salonie Paryskim.

Przegląd i omówienie eksponatów podzielę na dwie części. W pierwszej zajmę się silnikami o mocach średnich i dużych, stosowanymi do potrzeb lotnictwa komunikacyjnego i wojskowego, następnie zaś omówię silniki o małych mocach stosowane w lotnictwie turystycznym i szkolnym, oraz niektóre rozwiązania odbiegające od form klasycznych.

Silniki o średniej i dużej mocy

Zależnie od mocy żądanej od silnika, stosowane są różne układy cylindrów. Tak więc zakres mocy 300 ÷ 700 KM posiada największej rozwiązań. W tej grupie istnieją silniki chłodzone powietrzem w gwiazdę pojedyńczą, siedmio lub dziewięcio cylindrową, silniki rzędowe odwrócone pojedyńcze lub podwójne w kształcie V, ośmio lub dwunastocylindrowe, oraz czternastocylindrowe gwiazdy podwójne o bardzo małej średnicy. Charakterystyczny jest całkowity brak w tej klasie silników chłodzonych cieczą.



Fot. G. Leyckam — Paris

Rys. 2-b. De Havilland Gipsy Twelve.

W zakresie 700 ÷ 1200 KM spotykamy nieliczne gwiazdy pojedyńcze dziewięciocylindrowe, chłodzone powietrzem, przeważnie zaś podwójne gwiazdy czternastocylindrowe, chłodzone powietrzem, oraz silniki szeregowe podwójne w V lub V odwrócone, dwunastocylindrowe, chłodzone cieczą jak również dwudziestocztero-cylindrowy w kształcie H, chłodzony powietrzem.

Moce ponad 1200 KM reprezentowane są nielicznymi gwiazdami podwójnymi, chłodzonymi powietrzem oraz silnikami szeregowymi, chłodzonymi cieczą, w kształcie V lub H.

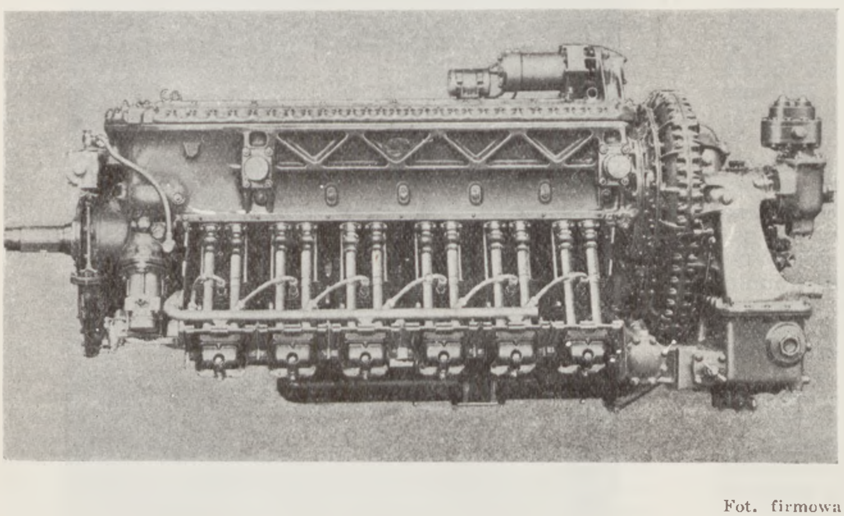
Na podstawie wystawionych silników można wysnuć następujące wnioski co do możliwych osiągnięć poszczególnych układów w najbliższej przyszłości.

Tak więc granicą mocy osiągalnej z układu w gwiazdę pojedyńczą, chłodzoną powietrzem, wydaje się być 1200 KM. Jest to, rzecz prosta, układ który, jako jeden z najstarszych, został najbardziej do tej pory wypracowany i który znajduje się już blisko szczytu swego rozwoju.

Gwiazda podwójna, chłodzona powietrzem, czternasto lub osiemnasto-cylindrowa, powinna w najbliższych latach osiągnąć moc 1800 KM, co będzie prawdopodobnie szczytem jej rozwoju. Charakterystycznym zjawiskiem tutaj jest zupełny brak wśród wystawionych silników osiemnastocylindrowych podwójnych gwiazd, które były dość licznie budowane w ostatnich latach. Wskazuje to na trudności, na które napotykają konstruktorzy przy tym układzie. Przypuszczam, że przede wszystkim wchodzą tu w grę trudności, związane z układem korbowym i wałem wykorbionym.

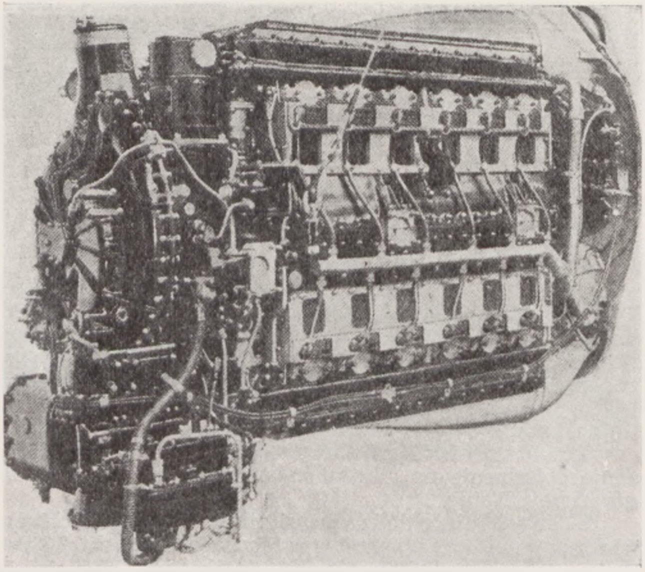
Możliwości układu szeregowego w V odwrócone, dwunastocylindrowego, chłodzonego powietrzem, ze względu na duże trudności chłodzenia, będą prawdopodobnie ograniczone do rzędu 700 ÷ 800 KM.

Te same trudności, w zwiększonym stopniu, ograniczają również stosowanie układu szeregowego w H, chłodzonego powietrzem, chociaż większa ilość cylindrów pozwala na osiągnięcie większej mocy. Jedyny silnik tego rodzaju wystawiony w Paryżu, typu Dagger firmy Napier, znajduje się obecnie, przy wydajności 60 KM z litra objętości skokowej, bardzo blisko szczytu swego rozwoju.



Fot. firmowa

Rys. 2-a. De Havilland Gipsy Twelve.



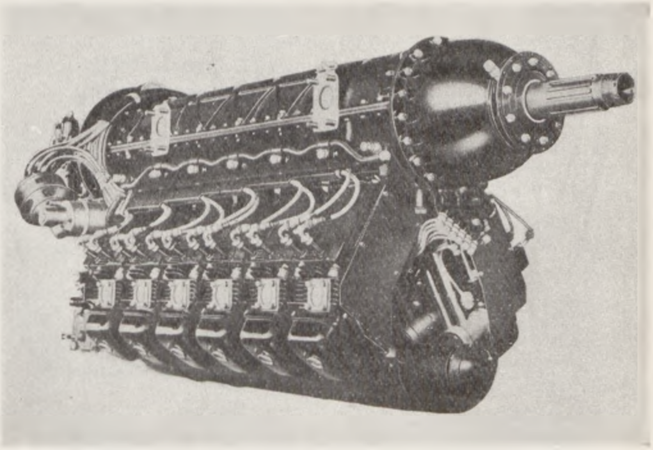
Wg. The Aeroplane No. 1435, str. 655
Rys. 3. Napier Dagger.

Przed silnikami szeregowymi chłodzonymi cieczą stoją jeszcze duże możliwości, szczególnie przy impulsie rozwojowym, danym im obecnie przez wyłączne stosowanie tego rodzaju silników na płatowcach pościgowych jednosilnikowych o bardzo dużych szybkościach. Z układu dwunastocylindrowego w V lub V odwrócone osiągnięcie 1800 KM wydaje się możliwe w najbliższej przyszłości. Przy zastosowaniu układu w H dwudziestoczterocylindrowego można będzie prawdopodobnie przekroczyć 2000 KM. Jedyny silnik tego rodzaju, wystawiony przez firmę Hispano-Suiza, był tylko makietą i do tego czasu nie przeszedł jeszcze pierwszych prób na hamowni, lecz w każdym razie wskazywał na jeden z kierunków, w którym pójdą silniki chłodzone cieczą dla osiągnięcia bardzo dużych mocy.

Przechodząc do omówienia cech rozwojowych poszczególnych silników, zacznę od chłodzenia, gdyż jak z poprzednich rozważań wynika, jest to może najcięższe z zagadnień, napotykanych przez konstruktora.

Silniki chłodzone powietrzem

W miarę uzyskiwania coraz większych mocy jednostkowych oraz ekonomicznej pracy silnika na ubogich mieszankach, wzrasta ogromnie ilość ciepła, która musi być odprowadzona do czynnika chłodzącego, aby temperatury części pracujących nie przekroczyły wartości dopuszczalnych. Aby temu zadośćuczynić, z jednej strony powiększona została powierzchnia chłodząca cylindrów przez zmniejszenie podziałki rozstawienia żeber chłodzących i przez znaczne ich wydłużenie, z drugiej strony powiększono sprawność wymiany ciepła przez zastosowanie odpowiednich owiewków i osłon silnikowych.



Fot. firmowa
Rys. 5. Walter Sagitta.

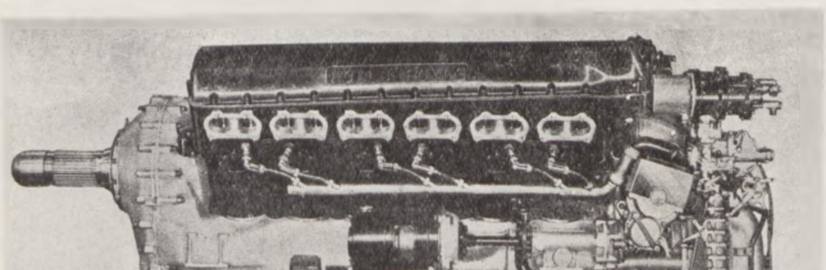
a) Silniki gwiazdowe. Przy silnikach o dużej wydajności użebrowanie głowic posiada rozstawienie żeber co 5 mm i długość ich dochodzącą miejscami do 50 mm, przy grubości na końcu około 1 mm. Również podziałka żeber na tulejach cylindrowych zmniejszyła się do 3 ÷ 4 mm przy grubości żebra około 0,8 mm a długości około 15 mm.

Zasługują tutaj na specjalną uwagę głowice silników Wright Cyclone, B.M.W. 132Dc, Bramo-Fafnir, Gnome-Rhone 14M i 14N, Pratt-Whitney Twin-Wasp, Hispano-Suiza 14AA oraz Armstrong-Siddeley Tiger VIII.

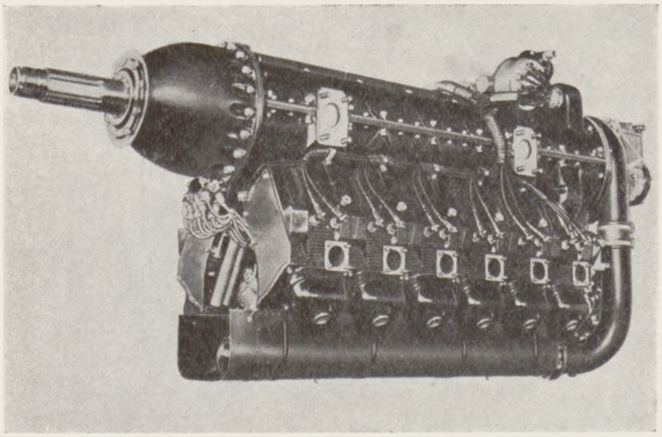
Są to wszystko głowice lane ze stopu aluminiowego, typu RR 53 lub Y. Lane są w piasku, w kokilach zwykłych lub w kokilach z zastosowaniem podciśnienia, według patentu firmy Bruneau. Uderzają specjalnie jako pewnego rodzaju szczytowe osiągnięcia odlewnicze głowice silnika Wright Cyclone G102 i Hispano-Suiza 14AA. Zastosowano tutaj również poraz pierwszy przecięcie żeber z przodu i z tyłu głowicy, w osi podłużnej silnika, o wymiarach około 30 mm szerokości i około 20 mm głębokości, co podobno, mimo zmniejszenia powierzchni chłodzącej, daje zwiększenie intensywności chłodzenia, przypuszczalnie przez skasowanie za pomocą wytworzenia wiru martwych przestrzeni w punktach rozdzielania się i łączenia strumienia powietrza chłodzącego.

Głowice silników bezzaworowych firmy Bristol uderzają swoimi prostymi kształtami. Za pomocą odpowiedniego ukształtowania żeber zdołano w bardzo interesujący sposób rozwiązać doprowadzenie powietrza chłodzącego do głębi studzienki, znajdującej się pośrodku głowicy, w której umieszczone są świece.

Owiewki ciśnieniowe przy obecnej długości żeber są wykonywane tak, aby dotykały do krawędzi żeber, tworząc w ten sposób szereg oddzielnych kanałów powietrznych. Poza tym posiadają one, na niektórych silnikach, specjalne chwyty, prowadzące strumień zimnego powietrza chłodzącego na tylną świecę. Również niektóre głowice, jak na przykład na silniku Tiger VIII, posiadają żebra odlane w ten sposób, aby tworzyły część owiewków, co ogromnie upraszcza



Wg. Flight No. 1558, str. 392 d
Rys. 4. Rolls-Royce Merlin.



Fot. firmowa

Rys. 6. Walter Minor 12.

konstrukcję samych owiewków. To samo lecz na pokrywach kaloszy posiada silnik Twin-Wasp Pratt Whitney'a.

Osłony silnikowe stosowane są przeważnie typu NACA i pozwalają na regulowanie chłodzenia za pomocą otwierania i przymykania klap na wylocie powietrza. Ciekawe i dające podobno doskonałe wyniki jest okapotowanie systemu Mercier, doprowadzające wylot powietrza chłodzącego do przodu silnika. Daje się również zauważyć znaczne zmniejszenie powierzchni wlotu powietrza chłodzącego. Wynika to z dążenia do zmniejszenia ilości powietrza chłodzącego, przy znacznym zwiększeniu intensywności oddawania ciepła, w celu zmniejszenia strat na chłodzenie dla całego zespołu silnik - płatowiec.

b) Silniki szeregowe. Poza silnikami w kształcie H Rapier i Dagger firmy Napier, są one wszystkie kształtu w V odwrócone ośmio lub dwunastocylindrowe. Silniki te były reprezentowane przez następujące firmy: Państwowe Zakłady Lotnicze „Foka", Potez 8D. Renault 12R, Salmson 12 Vars, Argus As 410, Hirth HM512, de Havilland Gipsy Twelve, Walter Minor 12 I MR i Sagitta I MR.

Z nielicznymi wyjątkami daje się tutaj zauważyć stosunkowo małe użebrowanie głowic i tulei cylindrowych. Rozstawienie żeber wynosi 8 mm i więcej. Owiewki ciśnieniowe są powszechnie stosowane wraz ze ścianą spiętrzającą umieszczoną z tyłu silnika, lecz nagół nie są one specjalnie wystudiowane z punktu widzenia idealnie dobrego przepływu powietrza, robiąc wrażenie konstrukcji dosyć przypadkowej.

Dodatnio się tutaj wyróżnia silnik Argus As 410, na którym zostały przeprowadzone specjalne studia przepływu powietrza chłodzącego, w wyniku których użebrowanie głowic otrzymało specjalny kształt. Zadanie zostało tutaj znacznie ułatwione przez zastosowanie skrzyżowanych popychaczy zaworowych.

Wyróżnia się również chłodzenie silnika Gipsy Twelve, polegające na doprowadzeniu powietrza chłodzącego, pobranego z krawędzi natarcia skrzydła, do tyłu silnika i od zewnętrznej strony V. Zmniejsza to znakomicie opór chłodzenia oraz umożliwia lepszy przepływ powietrza chłodzącego przez owiewki, eliminując zupełnie wpływ śmigła.

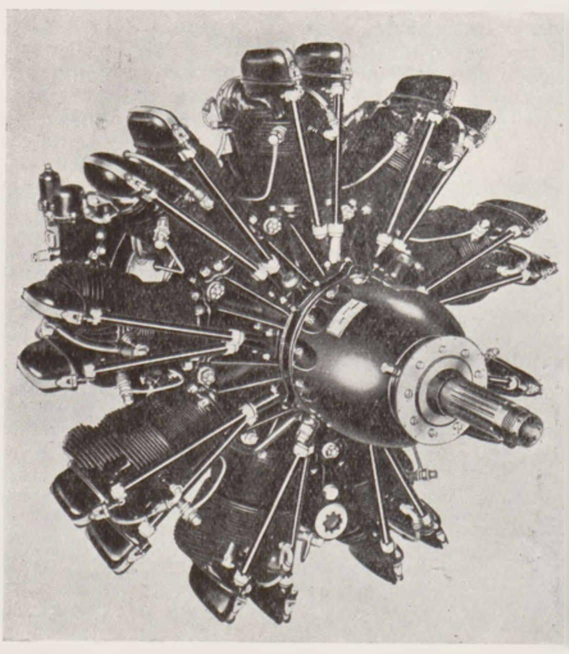
Trzeba również zaznaczyć tutaj doskonałe rozwiązanie chłodzenia na silniku czterorzędowym w H, Dagger firmy Napier.

Z przeglądu chłodzenia silników chłodzonych powietrzem można wysnuć następujące wnioski. Chłodzenie silników gwiazdowych doszło już obecnie do pewnego szczytowego punktu, od którego dalszy jego rozwój w formie obecnej będzie już niewielki. W przyszłości przy zastosowaniu jeszcze większych wydajności jednostkowych przy użyciu paliw o jeszcze lepszych własnościach przeciwdetonacyjnych i znacznie wyższych ciśnieniach ładowania, trzeba będzie prawdopodobnie uciec się do przymusowego chłodzenia za pomocą specjalnych dmuchaw, co przy dużych mocach osiąganych z jednostki może okazać się nawet ekonomiczne z punktu widzenia strat na chłodzenie.

Chłodzenie silników szeregowych w V odwrócone jest nadal odległe od doskonałości, i w tej dziedzinie musimy oczekiwać jeszcze dużego postępu, czy to przez zastosowanie odpowiednio konstruowanych głowic z uwzględnieniem odpowiednich owiewków, czy też przez zastosowanie chłodzenia typu Gipsy Twelve. Tutaj również mogą mieć w przyszłości zastosowanie specjalne dmuchawy powietrza chłodzącego, co pozwoli na podwyższenie mocy osiągalnej z tego układu powyżej granicy, którą podałem na początku.

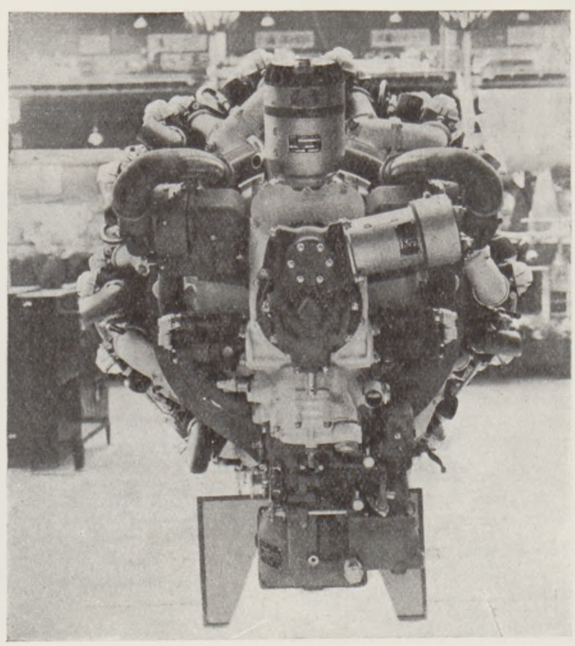
Silniki chłodzone cieczą

Tego rodzaju silniki były wystawione tylko przez cztery firmy, a mianowicie Rolls-Royce Merlin, Hispa-



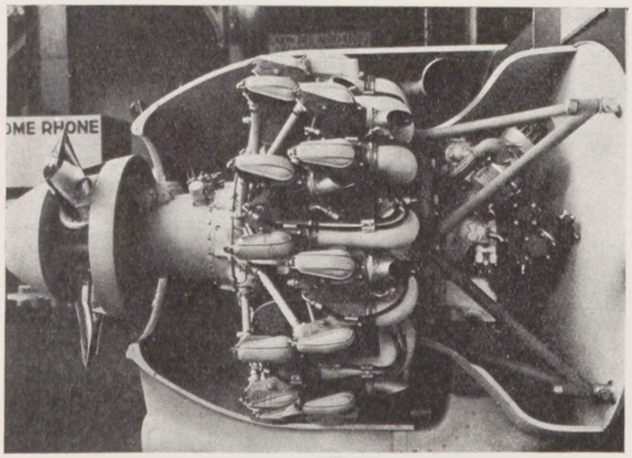
Fot. firmowa

Rys. 7. Walter Super Castor.



Fot. G. Leyckam — Paris

Rys. 8. Gnome-Rhone 14 M; widok od tyłu wskazuje na zwartość konstrukcji silnika.



Fot. G. Leyckam — Paris

Rys. 9. Gnome-Rhone 14 N — 21 z zabudowaniem.

no-Suiza Y, obydwa w układzie szeregowym w V oraz Junkers Jumo 211 i Mercedes-Benz DB-600, obydwa w układzie szeregowym w kształcie V odwrócone.

Cechą znamienną jest zarzucenie chłodzenia glikolem a przejście na chłodzenie wodą pod ciśnieniem, co pozwala na uniknięcie wad glikolu, jak słabe przewodnictwo cieplne i łatwe przeciekanie, a zachowanie jego zalety, to jest wyższej temperatury wrzenia. Woda pod ciśnieniem znajduje się tylko w obiegu silnikowym. Po wyjściu z silnika rozpręża się i częściowo odparowuje, następnie w specjalnym separatorze odśrodkowym oddzielona jest od pary i przechodzi do chłodnicy, drobna zaś część pod postacią pary przeprowadzona jest przez skraplacz i wraca również do chłodnicy.

Mimo że chłodzenie płynem jest w swojej genezie starsze od chłodzenia powietrzem, możemy spodziewać się jeszcze dosyć dużego postępu tego sposobu chłodzenia, specjalnie obecnie ze względu na zapotrzebowanie silników tego rodzaju przez lotnictwo myśliwskie i stratosferyczne.

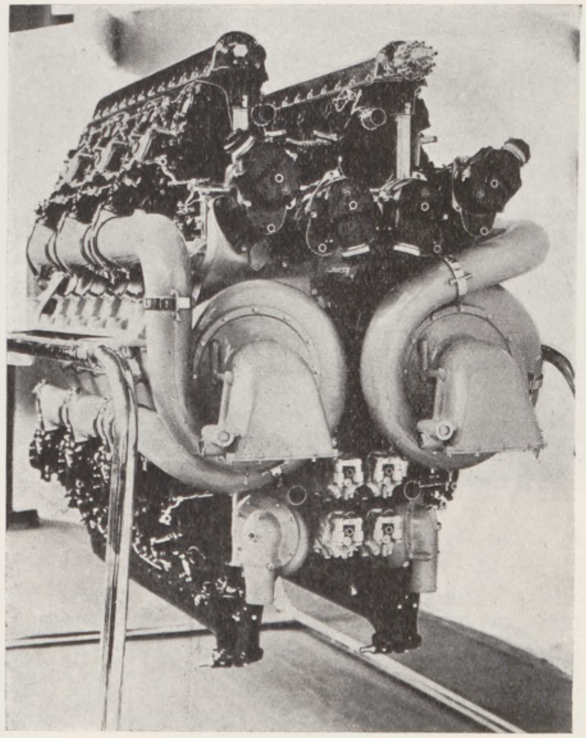
Po przejrzeniu chłodzenia silników, przejdę teraz do drugiej nie mniej ważnej strony rozwoju silników obecnych, to jest do zagadnienia doprowadzenia mieszanki do cylindrów pod odpowiednim ciśnieniem wstępnym, czyli do kwestii sprężarek, oraz do kwestii paliw z punktu widzenia ich własności przeciwdetonacyjnych.

Sprężarki

Zapotrzebowanie odpowiedniej mocy silników na dużych wysokościach oraz żądanie dużej mocy przy starcie zmusiło konstruktorów do zwrócenia specjalnej uwagi na sprężarki. Wszystkie silniki średniej i dużej mocy zaopatrzone są w sprężarki. Prawie wyłącznie są to sprężarki wirnikowe o napędzie mechanicznym. Wyjątek stanowią silniki Regnier, posiadające sprężarki Roots a, oraz silnik Clerget na paliwo ciężkie, zaopatrzony w turbosprężarkę na gazy wydechowe.

Zaznaczę tutaj, że turbosprężarki na gazy wydechowe są intensywnie studiowane obecnie przez większość firm produkujących silniki lotnicze, mimo że na obecnym Salonie nie było jeszcze prawie wcale ich eksponatów. Nie potrzeba tutaj podkreślać zysków, jakie można osiągnąć z takiego rozwiązania. Trudności napotykane przy ich realizacji są prawie wyłącznie natury materiałowej, ze względu na bardzo wysokie temperatury gazów wydechowych.

Charakterystyczną cechą sprężarek, wystawionych na Salonie, było przejście przez szereg firm, jak Wright, Armstrong, Bristol, Junkers, Rolls-Royce, Farman, Lorraine, Gnome-Rhone, na stosowanie sprężarek dwubiegowych. Mechanizm zmiany biegów odbywa się prawie wyłącznie za pomocą sprzęgieł tarciowych sterowanych hydraulicznie, wyjątek stanowi jedynie sprzęgło Farmana sterowane mechanicznie a dociskane siłą odśrodkową. Na specjalną uwagę zasługuje sprzę-



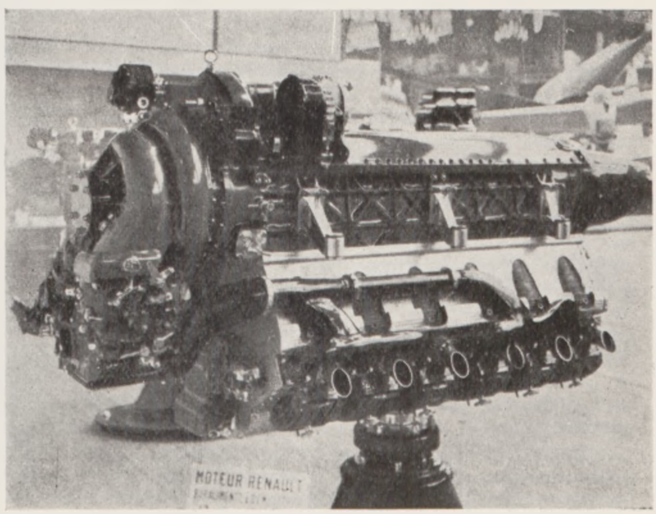
Fot. G. Leyckam — Paris

Rys. 10. Hispano-Suiza moteur 90.

gło zastosowane przez firmę Wright w silniku Cyclone G 102. Jest ono bardzo pewne w działaniu i mieści się w niesłychanie małym gabarycie.

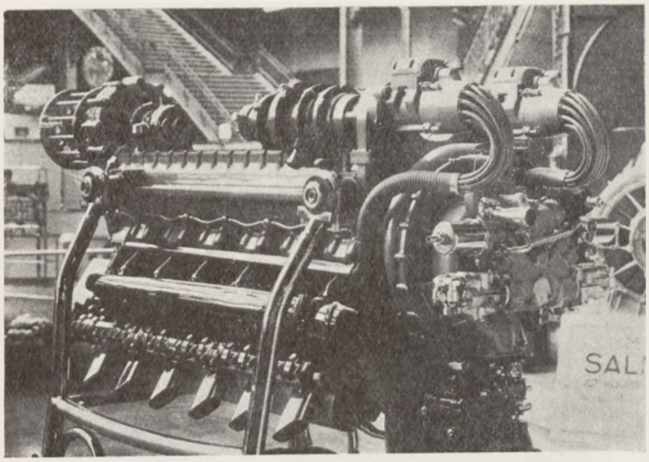
Zastosowanie dwubiegowych sprężarek wykazuje, jak wielką wagę przywiązują konstruktorzy do strat na mocy przy starcie i w locie na małych wysokościach, kiedy przy jednoprzekładniowych sprężarkach trzeba redukować za pomocą przepustnicy ciśnienie powietrza na wlocie. Stratom tym ma za zadanie zapobiec właśnie tego rodzaju rozwiązanie.

Stosowane są następujące układy sprężarek. Dla silników gwiazdowych gaźnik przed sprężarką, dolot do wirnika za pomocą spirali, kolana zwykłego lub kolana w kształcie U, prawie zawsze dyfuzory kierownicowe, doprowadzające sprężoną mieszankę do kolektora, skąd rozchodzą się rury dolotowe do poszczególnych cylindrów. Wyloty z kolektora przeważnie skierowane są w kierunku obrotów wirnika, na niektórych zaś silnikach promieniowo.



Fot. G. Leyckam — Paris

Rys. 11. Renault 12 R.



Fot. G. Leyckam — Paris
Rys. 12. Salmson 12 Vars.

Przy silnikach szeregowych istnieje większa różnorodność w umiejscowieniu sprężarki na silniku. Tak więc większość silników tego typu posiada sprężarki umieszczone w płaszczyźnie prostopadłej do osi podłużnej silnika. Wyjątkiem są tu silniki Jumo 211 i Mercedes Benz DB-600, posiadające sprężarki w płaszczyźnie równoległej do osi podłużnej silnika.

Większość silników, poza dwoma ostatnimi i Hispano-Suiza Y, posiada gaźniki przed sprężarkami. Jako doloty stosowane są najczęściej spirala lub kolano, poza Sagittą i Mercedes Benz DB-600, które posiadają wloty osiowe, oraz Dagger o wlocie dwuspiralowym. Wyloty są zawsze spiralne, jedno lub dwuspiralowe.

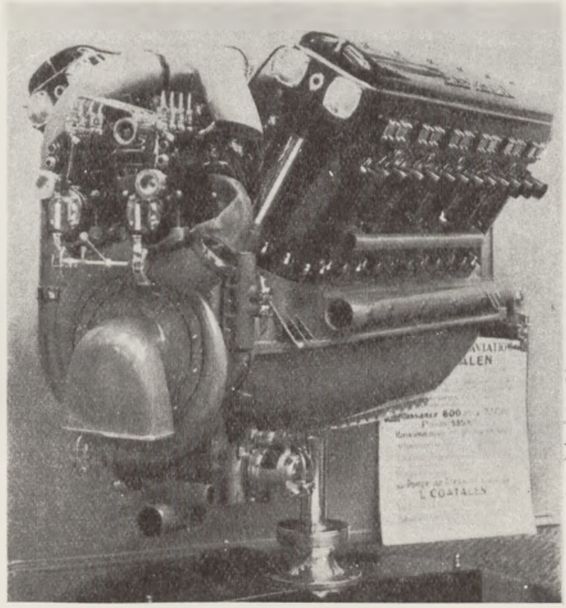
Wirniki przeważnie klasyczne ze stali, stopów aluminiowych lub magnezowych kutych, obustronnie lub jednostronnie otwarte, poza wirnikami Junkersa obustronnie zamkniętymi, w kształcie promieniowych kanałów.

Wystawiona była również sprężarka Farmana, dwustopniowa z jednym stopniem wyłączalnym mechanicznie, oraz sprężarka „trzyszybkościowa" o trzech wirnikach, z kolejnym wyłączaniem poszczególnych wirników, próbowana z wynikiem dodatnim na silniku Hispano-Suiza Y.

Poza tym bezsprzecznie rewelacją w dziale sprężarkowym była sprężarka Planiol-Szydłowski, posiadająca dwa wloty i wirnik składający się z czterech części, z których wirnik wstępny posiada taki kształt, że w warunkach startowych pracuje jako turbina osiowa, a na wysokości jako sprężarka. Wyrównuje się w ten sposób stratę na mocy przy ziemi na drodze aerodynamicznej, uzyskując to samo co dwubiegowe sprężarki czynią mechanicznie. Zaletą jednakże tego rozwiązania w stosunku do dwubiegowej sprężarki jest to, że posiada ono zmianę „przekładni" ciągłą i automatyczną.

Ciśnienia ładowania na silnikach wystawionych nie przekraczały 1100 mmHg. Jednakże w niedalekiej przyszłości będą potrzebne znacznie wyższe ciśnienia ładowania. Jak z powyższego przeglądu sprężarek wynika, możemy się spodziewać łatwego osiągnięcia tego, gdyż sprężarki znajdują się obecnie w pełnym rozwoju, i jakkolwiek trudno jest przewidzieć w jakim kierunku postęp ten pójdzie w najbliższych latach, niewątpliwie będzie on ogromny.

Przed konstruktorami staje obecnie, jako najtrudniejsze, zagadnienie zmniejszenia temperatur czynnika, wychodzącego ze sprężarki, które przy tak wysokich stopniach sprężania będą bardzo znaczne, pogarszając tym samym napełnienie cylindrów.



Fot. G. Leyckam — Paris
Rys. 13. Silnik Coatalen na paliwo ciężkie.

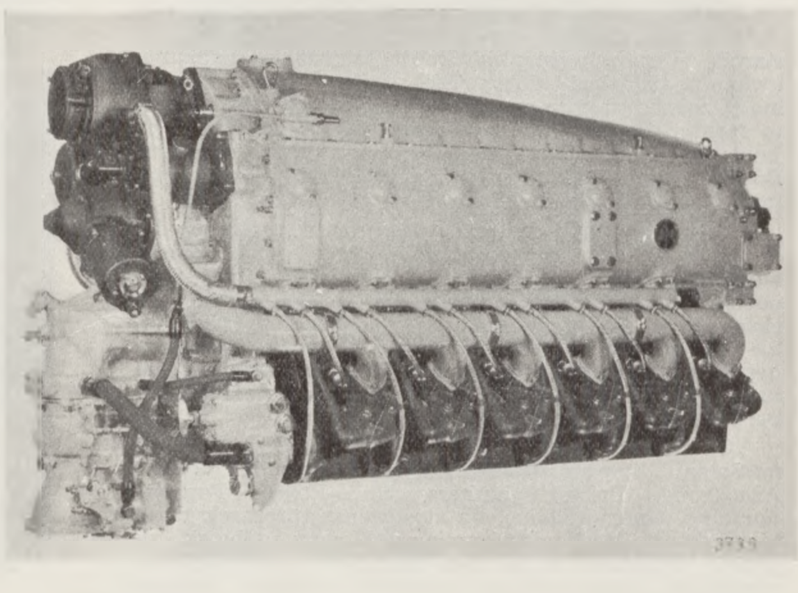
Paliwa

Zagadnienie dużych ciśnień ładowania, potrzebnych dla osiągnięcia dużych mocy startowych oraz zagadnienie zwiększenia stopnia sprężania ze względu na oszczędność na zużyciu paliwa, stawiają bardzo nagląco zadanie stosowania paliw o wysokiej odporności na detonację. Niektóre z silników, wystawionych na Salonie, wymagają stosowania podczas startu paliwa o liczbie oktanowej 100. W niedalekiej przyszłości i to nie wystarczy.

Stoiska „Ministère de l'Air" i innych instytucji badawczych dają pogląd na ogrom pracy badawczej, poświęconej zagadnieniu paliw bardzo odpornych na detonację przy zachowaniu ich wartości opałowej możliwie dużej, oraz zagadnieniu wynalezienia odpowiednich metod porównawczych dla określenia wartości przeciwdetonacyjnych poszczególnych paliw.

Wyniki dotychczas osiągnięte pozwalają przypuszczać, że zagadnienia te będą pomyślnie rozwiązane w niedalekiej przyszłości.

Obecnie przejdę do rozpatrzenia bardziej ciekawych rozwiązań konstrukcyjnych poszczególnych części składowych wystawionych silników.



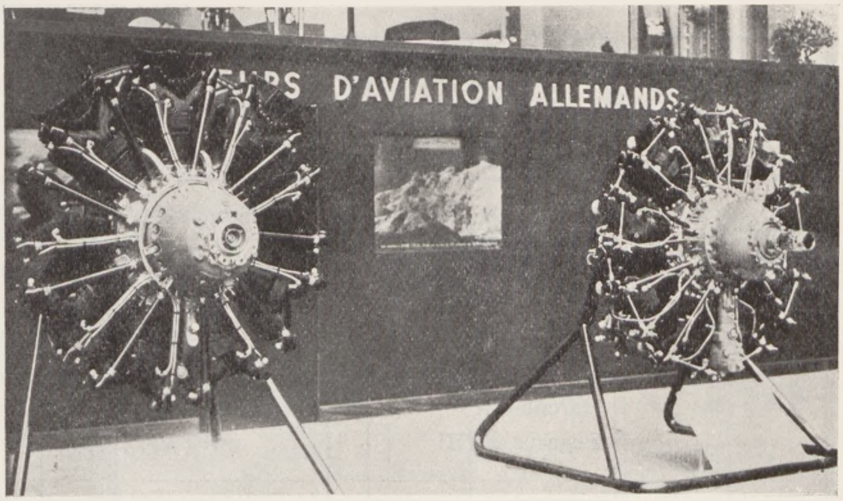
Fot. firmowa
Rys. 14-a. Argus As 410.

Tłoki

W silnikach o dużych mocach jednostkowych pewnego rodzaju nowością są tłoki, posiadające użebrowanie wewnętrzne denka i ścianek. Zrobiono to w celu zwiększenia ilości ciepła odprowadzanego do smaru silnikowego, odciążając tym samym użebrowanie głowicy i cylindra. Żebra na denku wykonywane są z okucia. Są one albo podłużne, prostopadłe do osi sworznia tłokowego, o rozstawieniu 7 ÷ 8 mm i wysokości około 10 mm, albo w kształcie kraty, o wymiarach 8 × 8 mm i wysokości 5 ÷ 8 mm. Żebra na ściankach bocznych są frezowane, o rozstawieniu 5 ÷ 6 mm i wysokości 5 ÷ 7 mm. Większość tłoków posiada grubość denka zwiększającą się ku brzegom, dla lepszego odprowadzania ciepła.

Pierścienie uszczelniające, wykonywane coraz częściej ze specjalnych żeliw stopowych, są wąskie, o grubości 2 ÷ 2,5 mm. Ilość ich waha się od 2 do 3. Zgarniacze normalne, w ilości 1 ÷ 2 zależnie od wielkości tłoka.

Prawie bez wyjątku, wykonywane są tłoki ze stopów aluminiowych kutych, typu RR lub Y. W próbach istnieją tłoki elektronowe.



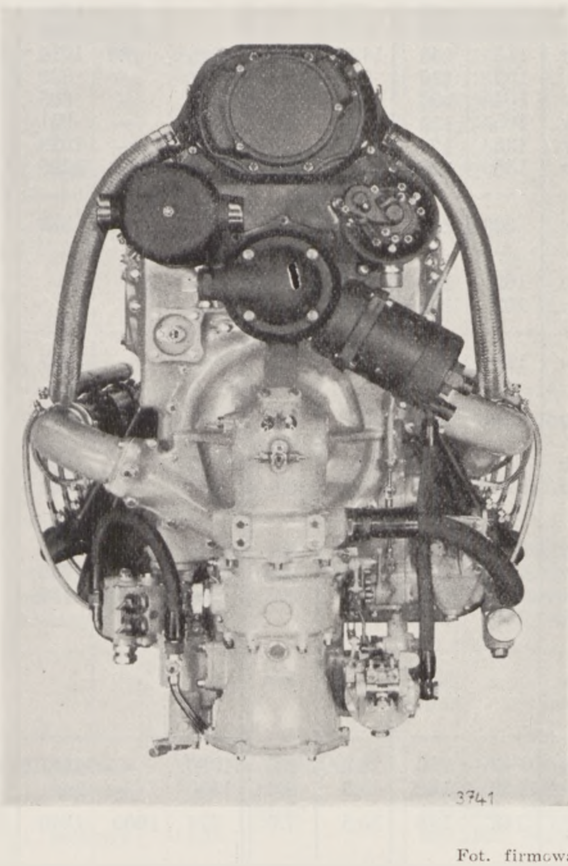
Fot. G. Leyckam — Paris

Rys. 15. Bramo Fafnir 323 (z lewej strony) i BMW 132 Dc.

Wały wykorbione i reduktory

Wały wykorbione silników gwiazdowych zachowują konstrukcję klasyczną, dzieloną lub niedzieloną, dla gwiazd podwójnych przeważnie niedzieloną. Wały silników szeregowych są niedzielone poza silnikiem Hirtha, który posiada wał składany z kilku części, łączonych na znane ząbki hirthowskie. Większa część wałów wykonywana jest obecnie ze stali azotowanych. Panewki korbowodowe przeważnie z brązów ołowiowych lub stopów łożyskowych, zawierających srebro.

Cechą charakterystyczną wystawionych wałów jest ich duża sztywność. Konstruowane są one w ten sposób, aby ilość drgań własnych wałów była możliwie duża, tak aby nie istniało niebezpieczeństwo drgań skrętnych. Przy dużym wzroście obrotów silników, który można zaobserwować powszechnie na wystawionych silnikach, zagadnienie drgań skrętnych staje się coraz poważniejsze.



Fot. firmowa

Rys. 14-b. Argus As 410.

W celu wyeliminowania szkodliwego działania tych drgań zastosowane zostały dynamiczne tłumiki drgań, według patentów Sarrazina i Salomona. Tłumiki te utworzone są za pomocą ruchomych przeciwwag, zawieszonych na ramionach wykorbień wału za pomocą jednego lub dwóch sworzni, tworzących w ten sposób wahadła jedno lub dwuosiowe. W zależności od rzędu harmonicznych drgań skrętnych, które występują w danym silniku, dobiera się odpowiednio długość w ten sposób utworzonego wahadła. Tłumiki takie stosują firmy Hispano Suiza, Gnome-Rhone, Wright. O ile mi jest wiadomo, oparte na tej samej zasadzie tłumiki drgań giętnych nie znajdują na razie większego zastosowania, gdyż dają one podobno minimalne wyniki, nie opłacające wprowadzanych komplikacji.

W silnikach Argus As 410 i Hirth HM 512 zastosowano w celu stłumienia drgań koło stałe reduktora planetarnego, zawieszone na czterech sprężynach. W tym samym celu w silniku Merlin Rolls-Royce'a istnieje między wałem wykorbionym i reduktorem krótki wałek skrętny.

Poza tym warto zanotować reduktor silnika Lorraine Sterna, specjalnie zbudowany do płatowca Koolhoven. W rozwiązaniu tym pilot siedzi między silnikiem i śmigłem. W tym celu silnik połączony jest z reduktorem długim wałem, napędzającym poprzez planetarny układ kół zębatych dwa śmigła współosiowe, przeciwbieżne.

Kartery

Kartery silników gwiazdowych pozostają klasyczne, przeważnie kute ze stopów aluminiowych typu RR. Dla gwiazd pojedyńczych składające się z dwóch części, dla gwiazd podwójnych albo z jednej sztuki albo z trzech, dzielonych w płaszczyznach osi cylindrów. Zjawiskiem charakterystycznym jest fakt przejścia przez firmę Wright przy swoim silniku Cyclone G 102 na karter stalowy. Stalowe kartery posiadają również silniki 14 AB i 14 AA firmy Hispano-Suiza.

Przy oglądaniu karterów silników rzędowych, uderza w nich bogate naogół użebrowanie i dbałość o dużą sztywność. Na uwagę specjalną zasługują kartery silników Gipsy-Twelve, Jumo 211, który jest pewnego rodzaju arcydziełem odlewniczym, gdyż cały karter odlany jest łącznie z blokami cylindrowymi, oraz Mercedes Benz DB 600. Kartery silników rzędowych są bez wyjątku lane, ze stopów aluminiowych lub z elektronu.

CHARAKTERYSTYKI SILNIKÓW WYSTAWIONYCH

Firma	Typ silnika	ilość cyl.	układ	chłodzenie	Wym. cyl. w mm		objętość skokowa l.	stopień spręż. ε	Wym. silnika w mm			Przekł. sprężarki
					średnica	skok			śred. lub szer.	wysok.	długość	
Armstrong — Siddeley	Cheetah X	7	gw.	pow.	133.3	139.7	13.65	6.35	1210	—	1204	6.52
	Cheetah XI	7	gw.	pow.	133.3	127	12.42	6.52	1101.5	—	1339	
	Tiger VIII	14	gw. podw.	pow.	139.7	152.4	32.7	6.2	1290	—	1647	
Bristol	Aquila IV	9	gw. b. zaw.	pow.	127	137	15.6		1170	—		
	Taurus	14	gw. pod. b. zaw.	pow.	127				1175	—		
	Perseus XII	9	gw. b. zaw.	pow.	146	165	24.9		1320	—		
	Hercules II	14	gw. pod. b. zaw.	pow.	146	165	38.7		1320	—		
	Pegasus XVIII	9	gw.	pow.	146	190.5	28.7		1405	—	1386	
Cirrus	Midget	4	sz. odw.	pow.	85	100	2.27	6.0		550	853	—
	Minor	4	sz. odw.	pow.	95	127	3.6	5.8	440	635	960	—
	Major	4	sz. odw.	pow.	120	140	6.33	5.8	433	761	1090	—
De Havilland	Gipsy Minor	4	sz. odw.	pow.	102	115	3.76	6.0		572	1232	—
	Gipsy Major I	4	sz. odw.	pow.	118	140	6.124	5.25	508	752	1227	—
	Gipsy Six II	6	sz. odw.	pow.	118	140	9.19	6.0		805	1613	—
	Gipsy Twelve	12	sz. odw. V 60°	pow.	118	140	18.37	6.0		950	2098	7.14
Napier	Rapier	16	sz. H	pow.	89	89	8.83	7.0	594	914	1438	
	Dagger VIII	24	sz. H	pow.	97	95	16.84	7.5	680	1215	1878	
Rolls-Royce	Merlin II	12	sz. V 60°	gl.	137	152	27	6.0		1046	1907	8.6
	Merlin X	12	sz. V 60°	gl.	137	152	27					
Walter	Mikron 4 II	4	sz. odw.	pow.	88	96	2.33	6.0		632	730	—
	Minor 4 I	4	sz. odw.	pow.	105	115	3.98	5.3		635	1123	—
	Minor 6 I	6	sz. odw.	pow.	105	115	5.97	6.0		726	1372	—
	Minor 12 I MR	12	sz. odw. V 60°	pow.	105	115	11.95	6.0		805	1924	
	Major 4 I	4	sz. odw.	pow.	118	140	6.12	5.2		777	1194	—
	Major 6 I	6	sz. odw.	pow.	118	140	9.19	5.2		813	1524	—
	Sagitta I-MR	12	sz. odw. V 60°	pow.	118	140	18.38	6.25	725	796	1914	8.7
	Gemma I	9	gw.	pow.	105	120	9.35	5.3	1057	—	838	—
	Scolar I	9	gw.	pow.	105	100	7.8	5.4	998	—	805	—
	Bora II R	9	gw.	pow.	105	120	9.35	6.3	1060	—	951	—
	Castor II	7	gw.	pow.	135	170	17.0	6.0	1252	—	1029	
	Super. Castor MR I	9	gw.	pow.	135	146	18.8	6.0	1206.5	—	1295	
Zlin	Persy II	4	sz. poz.	pow.	86	95	2.2	5.4		430	520	—
Bloch	4 A-1	4	sz. odw.	pow.	102	122	3.98					—
	6 B-1	6	sz. odw.	pow.	102	132	6.6					—
Farman	9 EBR	9	gw.	pow.	115	135	12.6	5.2	1100	—	1137	
Gnome-Rhône	14 N-21	14	gw. pod.	pow.	146	165	38.7	6.8	1290	—	1480	
	14 N-50	14	gw. pod.	pow.	146	165	38.7		1290	—	1680	
	14 M	14	gw. pod.	pow.	122	116	18.98	6.5	960	—	1282	
Hispano-Suiza	14 AB 10	14	gw. pod.	pow.	135	130	26.05	6.1	1014	—	1380	9.38
	14 AA 12	14	gw. pod.	pow.	155.6	170	45.24	6.2	1267	—	1730	10
	12 Y 51	12	sz. V 60°	woda	150	170	36.0	7.0	764	945	2137	10
	90	24	sz. H	woda	150	170	72.0					
Clerget	14 F	14	gw. pod.	pow.								
	16 H	16	sz. V	woda								
S. N. C. M. dawniej Lorraine	Algol 120	9	gw.	pow.	140	150	20.8	6.0	1280	—	1251.5	8.66
	Sirius	18	gw. pod.	pow.	140	166	45.9	6.0	1300	—	1401	9.1
	Sterna III	12	sz. V 60°	woda	148	148	30.5	7.0	774	1000	1845	5.14 8.8

Znaczenie skrótów: gw. — gwiazda; gw. pod. — gwiazda podwójna; sz. — szeregowy; odw. — odwrócony;

NA XVI SALONIE LOTNICZYM W PARYŻU.

Reduktor		Moc startowa			Moc nominalna				Moc maksym. 5 min.				Moc przelot.			Paliwo		Zużycie oleju gr KMgodz.	Ciężar		Moc jedn.	
Typ	Przekł.	KM	obr./min	ciśn.ład. mm. Hg	KM	obr./min	ciśn.ład. mm Hg	wysokość m	KM	obr./min	ciśn.ład. mm Hg	wysokość m	KM	obr./min	ciśn.ład. mm Hg	liczba oktan.	Zużycie gr KMg.		całkowity kg	jednost. gr/KM	KM/ltr.	KM/dm² pow. tł.
pl. stożk.	0.594	380	2300	900	345	2300	787	2060	360	2425	894	2134	233	2100	773	87	202	8-15	315	830	27.7	38.8
pl. stożk.	0.594	460	2825		420	2650			465								202		345	740	37.4	44.5
		933	2375		857	2375		1907	872	2450		2030										
pl. stożk.	0.594				771	2200		3774	791	2450		4310				87	217		585	628	28.5	43.5
pl. stożk.	0.5	600	3000		482	2600		1375	620			1850				87					39.7	54.2
pl. stożk.	0.444	1030			920	2800		1525	1010	3300												61.5
pl. stożk.	0.5	762	2650		725	2400		4420	880	2750		4730							495	565	35.3	58.4
pl. stożk.	0.444	1308	2800		1140	2400		1520	1394	2750		1220							750	535	36.2	59.5
		980	2475	1026	855	2250	893	1520	940	2600		1980										
pl. stożk.	0.572				800			4730	900			5420				87			512	500	34.2	65.1
—	—	45			50	2300		—	55	2600				2200			250		72	1305	24.2	24.3
—	—				82	2300		—	90	2600				2200			245	12	104	1155	25.0	31.7
—	—				138	2200		—	150	2450				2100			245	8	150	1000	23.8	33.2
—	—				60	2250		—	90								250		98	1085	23.9	27.6
--	—				122	2100		–	132				95	2000			240	11	138	1050	21.6	30.2
—	—				188	2100		—	208				156	1830			235		213	1025	22.8	31.7
czołowy	0.567	525			420	2400		2290					375	2200			217		479	910	28.6	40.0
czołowy	0.39	380	3650	947	365	3650		1450	400	4000		1830	315	3500	840	87	200		324	810	45.4	40.2
czołowy	0.08	968	4200	1080	920	4000		2740	1014	4200		2670	781	3600	950	87	195		630	620	60.0	55.2
czołowy	0.477				1002	2600	1090	3750	1043	3000		4950				87	222		605	555	38.9	59.2
		1090	3000		1049	2600		700	1146	3000		1600										
czołowy	0.477				972	2600	1060	4000	1024	3000		5400				87			633	550	42.6	65.0
—	—				60	2600		—	62	2800		-				73	250		60	970	26.6	25.5
—	—				85	2260		—	95	2550						68	260		96	1010	23.8	27.5
—	—				140	2300		—	155	2600		—				77	260		148	955	26.0	29.8
pl.	3:2	370			350	2600		1500	390	3000		2000				85	226		325	835	32.6	37.5
—	—				120	2100		—	130	2350		—				73	250		142	1095	21.5	29.8
—	—				190	2100		—	205	2350		—				73	250		181	885	22.3	31.4
pl.	3:2	560	2500		550	2500		2300	600	2500		1800	470	2300		85	265	5-12	385	640	32.6	45.8
—	—				150	1785		—	153	1850		—				68	245		163	1065	16.4	19.6
—					160	2200		—	180	2500		—				73	255		165	920	23.2	23.2
pl.	3:2				210	2200		—	225	2500		—				75	240		170	755	24.1	28.9
—	—	340	2000		275	1800		1000	300	2000		1000				75	240		266	785	20.0	34.0
pl. stożk.	3:2	460			430	2200		1800	450	2400		2000				85	265		360	785	24.4	35.7
—	—				45	2500											245		75	1665	20.4	19.3
—	—				95				100												25.0	30.6
—	—				180				200												30.3	40.8
pl. stożk.	0.5				220	2150			270	2300							240		240	890	21.4	29.8
pl. stożk.	3:2				1030	2400	800	4000	1100	2400	935					85			596	545	28.5	47.0
		1400			1300			1500														
pl. stożk.					1200			4000											633	454	36.2	59.9
pl. czołowy	17/12	700	3030	1100	660	3030	900	4000	810	3030	1100	3950				85			419	518	42.6	50.1
—	—	700		940	725	2400	880	3250								85	265	7	501	690	27.8	36.2
pl.	1:1.428	1080		960	1150	2200	880	4000								85	265	7	650	565	25.5	42.6
czołowy	0.667	1100		1025	1000	2500	865	3250	1200							85	265	8	492	410	33.3	56.5
czołowy	28:53				2000			4300													27.8	47.0
		600			500											ol.g.	180		710	1180		
					1500				2000							ol.g.						
pl. czołowy	11:17	600	2550		500	2400	860	3000									265	15	390	650	28.7	43.3
pl. czołowy	11:17	1300			1000	2300	805	4000									265	15	675	520	28.6	47.0
		1200			900	2800	865	1800														
pl. czołowy	11:17				850	2800	865	4500									220	12	510	425	39.4	58.8

poz — poziomy; bir. — birotacyjny; pł. — płaski; pow. — powietrze; pl. — planetarny; ol. g. — olej gazowy.

CHARAKTERYSTYKI SILNIKÓW WYSTAWIONYCH

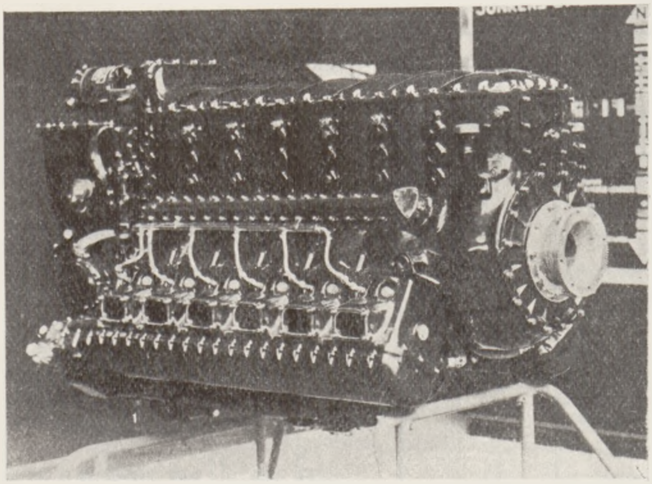
Firma	Typ silnika	ilość cyl.	układ	chłodzenie	Wym. cyl. w mm		objętość skokowa l.	stopień spręż. ε	Wym. silnika w mm			Przekł. sprężarki
					średnica	skok			śred. lub szer.	wysok.	długość	
Potez	3 B	3	gw.	pow.	105	125	3.25	5.5	993	—	893	—
	9 E	9	gw.	pow.	105	125	9.75	6.0	995	—	1063	—
	8 D	8	sz. odw. V 90°	pow.	125	120	11.8	7.5	765	773.5	1468.5	7.4 9.83
	12 D	12	sz. poz.	pow.	125	120	17.6	6.5	945	801	1495	9.0
Regnier	4 D 2	4	sz. odw.	pow.	92	110	2,9	6.0	320	678	945.5	—
	4 E 0	4	sz. odw.	pow.	105	115	4.0	6.0	365	694	1035	—
	4 F 0	4	sz. odw.	pow.	120	140	6.35	6.2	400	913	1220	
	6 B 01	6	sz. odw.	pow.	120	140	9.5			968	1519	
Renault	4 Pei	4	sz. odw.	pow.	120	140	6.33	5.75	480	708	1279.5	—
	6 Q-00	6	sz. odw.	pow.	120	140	9.49	6.4	543	877	1548	—
	6 Q-03	6	sz. odw.	pow.	120	140	9.49	6.4	543	877	1548	7.61
	12 R-00	12	sz. odw. V 60°	pow.	120	140	19	6.4	695	941	2072	11.7
	14 T-02	14	gw. pod.	pow.	154	176	46	6.4	1285	—	1692	10.8
	14 T-00	14	gw. pod.	pow.	154	176	46	6.4	1285	—	1692	10.8
Salmson	5 AP/01	5	gw.	pow.	100	90	3.5	6.0	750	—	713	—
	9 Adr	9	gw.	pow.	70	86	2.98	5.6	658	—	813	
	9 Nd	9	gw.	pow.	100	140	9.9	5.3	960	—	935	
	9 ABA	9	gw.	pow.	125	170	18.8	5.4	1154	—	1070	
	9 AG 01	9	gw.	pow.	140	160	22.17	6.0				
	6 TES	6	sz. odw.	pow.	115	128	7.97	5.5	390	709	1832.5	
	12 Vars	12	sz. odw. V 60°	pow.	110	120	13.7	6.0	679	854	1603	
Train	2 B 01	2	sz. odw.	pow.	80	100	1	6.0				—
	4 A	4	sz. odw.	pow.	80	100	2	6.0				—
	6 C	6	sz. odw.	pow.	80	100	3	6.0				—
	6 D 01	6	sz. odw.	pow.	85	100	3.4	6.0				—
Mawen	5	5	gw. bir.	pow.								—
	7 B-1	7	gw. bir.	pow.	75	70	2.16	6.8				—
	9 A-0	9	gw. bir.	pow.	85	85	4.33	6.8				—
Minie	—	4	sz. pł.	pow.								—
Coatalen	12 Vrs	12	sz. V 60°	woda	150	170	36		780	983	1720	
P. Z. L.	Foka	8	sz. od. V 90°	pow.								
Argus	As 410	12	sz. od. V 60°	pow.	105	115	12	6.4	655	875	1595	
Hirth	HM. 512 B	12	sz. od. V 60°	pow.	105	115	12	6.0	657	828	1507	9.3
B. M. W.	132 Dc	9	gw.	pow.	155.5	162	27.7	6.5	1380	—	1411	9.5
Bramo	Fafnir 323	9	gw.	pow.	154	160	26.8	6.4	1388	—	1417	
Junkers	Jumo 211	12	sz. od. V 60°	płyn.	150	165	35	6.5	804	1059	1745	
Mercedes-Benz	DB 600	12	sz. od. V 60°	płyn.	150	160	33.9	6.5	712	1000	1720	
	DB 602	16	sz. V	płyn.	175	230	88.5	16	1020	1350	2090	
Lycoming	R 680-DC	9	gw.	pow.	117	114	11.5	6.5		—		—
	O-145-BI	4	sz. płaski	pow.	92.1	88.9	2.37	5.65	751	490.5	603	—
Pratt & Whitney	Tw. Wasp. R-1535	14	gw. podw.	pow.	131.8	131.8	25.1	6.75	1120	—	1352	11.0
	Tw. Wasp. R-1830	14	gw. podw.	pow.	139.5	139.5	30.0	7.0	1218	—	1518	7.15
Wright	GR 1820 G 102 A	9	gw.	pow.	155.6	174	29.9	6.3	1397	—		7.0

Znaczenie skrótów: gw. — gwiazda; gw. podw. — gwiazda podwójna; sz. — szeregowy; odw. — odwrócony;

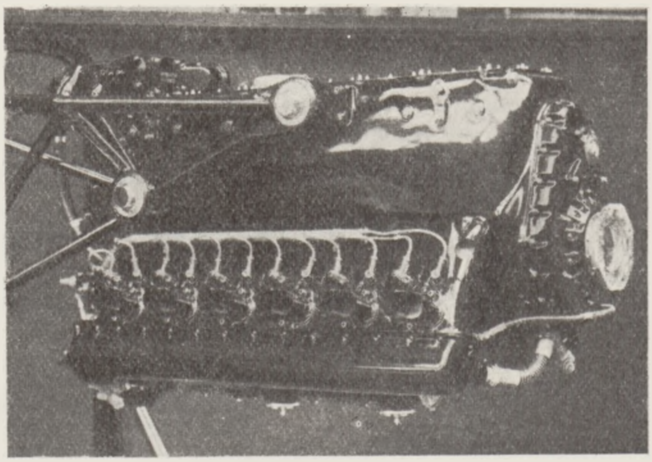
NA XVI SALONIE LOTNICZYM W PARYŻU (dokończenie)

Reduktor		Moc startowa			Moc nominalna				Moc maksym. 5 min.				Moc przelot.			Paliwo		Zużycie oleju gr/KMgodz.	Ciężar		Moc jedn.	
Typ	Przekł.	KM	obr./min	ciśn.ład. mm. Hg	KM	obr. min	ciśn.ład. mm Hg	wysokość m	KM	obr. min	ciśn.ład. mm Hg	wysokość m	KM	obr. min	ciśn.ład. mm Hg	liczba oktan.	Zużycie grKMg.		całkowity kg	jednostk gr./KM	KM/ltr.	KM/dm² pow. tł.
—	—				60	2200			70	2310							295	7	79.5	1130	21.5	27.0
—	—	245	2450	840	240	2450	778	2000	245	2575							250	8	204	835	25.2	31.8
		385			359	2800		0	385	3080												
pl. czołowy	0.69				350	2800		3500									260	8	280	730	32.6	39.3
czołowy	29:36	500	2400		450	2400	820	3000	500	2640							255	8	360	720	28.4	33.9
—	—				70	2350													82	1170	24.2	26.3
—	—				95	2300											240		95	1000	23.7	27.5
—	—				140	2300			165	2500		2000					240		145	1030	26.0	36.5
—	—				250	2600						2000							235	940	26.3	36.9
—					140	2400											260	8-12	147	1050	22.0	31.0
—	—				220	2500	700	500	240	2625							250	10	209	870	25.3	35.4
—	—				220	2500	800	2000	240	2625						85	265	10-12	223.5	930	20.3	35.4
pl. stożk.		500		1020	450	2500	790	3600	500	2500	1020						265		408	815	26.3	36.8
pl. czołowy	0.667	940			1000	2000	830	3900									296	12	645	645	21.7	38.4
—	—	970			1020	2000	830	3900									296	12	634	625	22.1	39.2
—	—				83	2300											245	8-10	85	1020	23.6	21.2
czołowy	14:27				60	2700			70	2900									77	1100	23.3	20.1
—	—				175	2050			203	2150							240	10	149	735	20.5	28.8
—	—				280	2000			325	2100							250	20	267.5	825	17.3	29.5
—	—	450			390	2000			435										281	625	20.2	32.5
—	—				250	2500			310	3000							270	10	207.5	670	38.9	49.6
	25:40				450	3800	780	4000	500	3950							270	10	360	720	36.5	43.8
—	—				20	2300			25								240		35	1400	20.0	25.2
—	—				40	2300											240		48	1200	20.0	20.0
—	—				60	2400											240		71	1185	20.0	20.0
—	—				75	2400											240		73	975	22.0	22.0
					20																	
					72	3313				3500							212	24	80.5	1120	33.4	23.3
					150	3300			170	3775							222	22	170	1000	39.2	33.2
					70														84	1200		
czołowy	3:2				550	2000		3000	600							ol. g.	162	8	550	915	16.6	28.3
pl. czołowy	0.667	450	3250		320	2820		3000	360	3000		3000				87	200		300	670	37.5	43.2
pl. czołowy	3:2	450	3100		330	2810		3000	360	3000		3000				87	220	3	275	610	37.5	43.2
pl. stożk.	0.62	850	2450	990				3800	915	2450	1050	2300	625	2130	800	87	200	3-5	525	575	33.0	53.3
pl. stożk.	1:1.6	900	2500		830	2350		4200	1000	2500			655	2100					545	545	37.2	59.4
czołowy	0.594				1090	2350		4500	1200	2400		4100	925	2200		87	220	8-12	615	515	34.3	56.8
czołowy	1:1.55	1050			1050	2400		4000					800	2200		87	215	8	565	540	31.0	49.5
epicycloid	0.5				900	1400			1200	1600						ol. g.	168	3	2000	1660	13.5	31.0
—	—				250	2100			265	2300						80					23.0	26.2
—	—				51	2300										73	250	5	68	1330	21.6	19.2
pl. stożk.	0.666	835	2625		760	2550		2895	810	2650			530	2250		87	206	6.7	506	605	33.2	44.5
pl. czołowy	0.56	1215	2700		1065	2550		2285	1065	2700			710	2325		100	210	6.7	658	540	40.5	56.3
pl. stożk.	16:11	1100	2350		915	2300		2050	1118	2350						90	195		570	510	37.4	65.0

poz. — poziomy: bir. — birotacyjny; pł. — płaski; pow. — powietrze; pl. — planetarny; ol. g. — olej gazowy.



Fot. G. Leyckam, Paris
Rys. 16. Junkers Jumo 211.



Fot. G. Leyckam — Paris
Rys. 17. Mercedes Benz DB 600.

Napędy akcesorii

Ze względu na coraz bardziej wzmagające się zapotrzebowanie na nowe akcesoria ze strony płatowcowej, konstruktor silnika ma coraz cięższe zadanie z konstrukcją komory tylnej silnika, jeżeli chce zachować przejrzystość napędów i łatwość obsługi. W celu uniknięcia tych trudności szereg firm zdecydowało się pozostawić na silniku tylko akcesoria niezbędne do prawidłowej pracy silnika, a wszystkie akcesoria płatowcowe powiązać ze specjalną skrzynką akcesorii, napędzaną od silnika za pomocą wałka Cardana, która może być umieszczona na ścianie ogniowej z jednej lub drugiej strony Tego rodzaju rozwiązanie ułatwia ogromnie zabudowanie silnika. Skrzynki takie wystawione zostały przez firmy Bristol, Gnome-Rhone i Air-Equipement.

Zostały również wystawione przez firmy Potez, Air Equipement i Chobert grupy pomocnicze, zawierające skrzynkę napędów akcesorii napędzaną specjalnym silniczkiem benzynowym. Grupy te przeznaczone są do bardzo dużych wielosilnikowych płatowców komunikacyjnych i ewentualnie dla dużych bombowców.

Z innych szczegółów konstrukcyjnych warto zanotować, że firmy Wright, Hispano-Suiza, Gnome Rhone, Pratt-Whitney wprowadziły na swoich silnikach gwiazdowych smarowanie pod ciśnieniem dźwigienek zaworowych. Kompensację hydrauliczną luzów zaworowych posiadały tylko silniki Rapier i Dagger firmy Napier, co daje się wytłumaczyć bardzo wysokimi obrotami.

Silniki o małej mocy.

Wystawiona była znaczna ilość silników małej mocy, od 20 do 300 KM, lecz nie było wśród nich nic specjalnie nowego; utrzymują się one na tym samym poziomie od szeregu lat, czyniąc jedynie bardzo powolny postęp. Warto zaznaczyć, że silniki szeregowe odwrócone, cztero lub sześciocylindrowe, tworzą znakomitą większość tych silników. Silniki szeregowe, poziome, o cylindrach przeciwległych, czterocylindrowe wystawione były w bardzo niewielkiej ilości. Dosyć dużą ilość silników tej kategorii tworzą również silniki gwiazdowe.

Wśród tych silników małej mocy po raz pierwszy wystawione zostały silniki Mawen o bardzo ciekawej konstrukcji. Jest to silnik bezzaworowy o głowicach wykonanych w kształcie nieruchomego pierścienia, w którym wiruje gwiazda cylindrów z szybkością, zredukowaną w stosunku do szybkości wału odpowiednio do ilości cylindrów w silniku. W tym pierścieniu głowicowym umieszczone są świece oraz wykonane szczeliny rozrządu. Wystawione były trzy silniki pięcio, siedmio i dziewięciocylindrowe o mocach 20, 72 i 150 KM, oraz pierścień głowicowy silnika 300-konnego. Jeden z tych silników przepracował podobno zadawalająco już 700 godzin. O ile uszczelnienie pierścienia głowicowego nie stworzy specjalnych trudności, to rozwiązanie tego rodzaju może dać bardzo dobre rezultaty przy konstrukcji silników małej i średniej mocy.

Silniki suwakowe, wtrysk, Diesele.

Należy również omówić pokrótce silniki suwakowe firmy Bristol, które były może najciekawszymi eksponatami Salonu. Wystawione zostały cztery silniki: dwie gwiazdy pojedyncze Aquila IV i Perseus XII oraz dwie gwiazdy podwójne Hercules II i Taurus.

Pokazane było zabudowanie Herculesa na płatowcu wraz z osobną skrzynką napędu akcesorii, które rzeczywiście stanowi duży postęp w stosunku do dotychczasowych zabudowań silników. Silnik Taurus, chociaż dane jego podane przez firmę były bardzo skąpe, uderza zwartością budowy i małą średnicą przy tak dużej mocy.

O ile wszystkie zalety silników suwakowych, podkreślane przez ich twórcę Feddena, okażą się słuszne, łącznie z podobno ich niższym kosztem, to rzeczywiście staną się one groźnym konkurentem dla zaworowych.

Nad zastosowaniem wtrysku bezpośredniego paliwa do rur ssących lub wprost do przestrzeni spalania przeprowadzane są studia przez większość wytwórni silników. Ma to na celu usunięcie wszystkich wad gaźników, lecz, o ile mi jest wiadomo, rezultaty osiągnięte nie są jeszcze stuprocentowo dodatnie. Jedynym eksponatem tego rodzaju był silnik „Algol", dziewięciocylindrowa gwiazda, firmy Lorraine, dostosowany do wtrysku paliwa do rur ssących i zaopatrzony w pompkę wtryskową firmy Bronzavia. Podobno silnik ten miał już za sobą przeszło sto godzin lotu z zupełnie dobrymi wynikami.

Silniki na paliwa ciężkie były reprezentowane na Salonie tylko przez cztery egzemplarze. Były to: Coatalen, silnik szeregowy w V, dwunastocylindrowy, chłodzony wodą, Mercedes Benz DB602, silnik szeregowy w V, szesnastocylindrowy, chłodzony wodą, Clerget 16 H, silnik szeregowy w V, szesnastocylindrowy, chłodzony wodą, oraz Clerget 14 F, czternastocylindrowa gwiazda podwójna, chłodzona powietrzem. Nie posiadały one specjalnie nowych rozwiązań konstrukcyjnych poza szesnastocylindrowym Clerget, który był zaopatrzony w cztery turbosprężarki, zasilające każda cztery cylindry w powietrze sprężone i napędzana gazami wydechowymi z tychże czterech cylindrów.

W ogóle widać stosunkowo słaby rozwój silników na paliwa ciężkie. Pochodzi to prawdopodobnie stąd, że tego rodzaju silniki mogą skutecznie konkurować z silnikami benzynowymi tylko przy lotach na bardzo duże odległości, przy których wada wysokiego ciężaru jednostkowego zostaje skompensowana zyskiem na zużyciu paliwa.

W załączonej tabeli (strony 24 do 27) są dane dotyczące silników omówionych powyżej. Oczywiście tabela ta jest na tyle wiarygodna i kompletna, na ile wiarygodne i kompletne są katalogi firmowe i informacje, uzyskane od przedstawicieli firmowych.

Inż. Jerzy Bełkowski

Dokończenie sprawozdania z Salonu zostanie zamieszczone w następnym numerze.

Przegląd techniki lotniczej

Czasopisma

Reflektory samolotowe

E. S. Calvert

Aeroplane Landing Lights. Aircraft Engineering, August 1938, str. 237 i nast.

Reflektory dawnego typu posiadały strumień świetlny stożkowy o dużym kącie rozsyłu, a słabym natężeniu. Pilot podczas lądowania musiał obserwować teren, wychylając się z kabiny, aby w porę wyprostować samolot. Lądowanie takie podczas mgły stanowiło duże niebezpieczeństwo, a technika lądowania nocnego w tych warunkach była różna od techniki lądowania w dzień.

Próby w locie wykazały, że zwężenie strumienia świetlnego do 10°, a co za tym idzie znaczne zwiększenie natężenia światła, przy zachowaniu tej samej mocy żarówki, pozwala na kierowanie strumienia świetlnego daleko wprzód, dzięki czemu pilot może obserwować teren lądowiska, podobnie, jak w dzień.

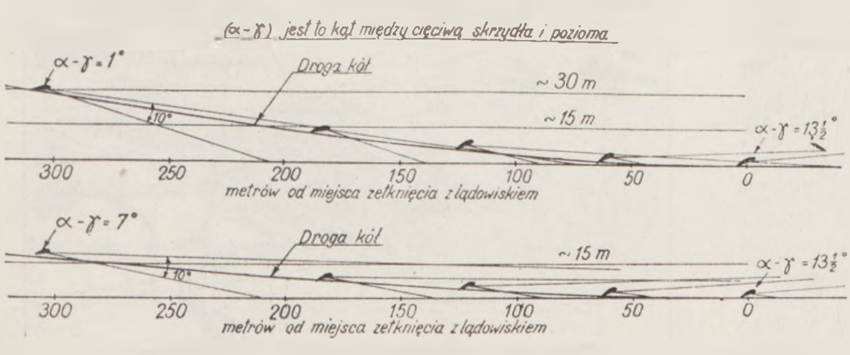
Przebieg lądowania.

Przed podchodzeniem samolotu do lądowania, pilot zapala reflektor na wysokości około 120 m. Podczas podchodzenia do lądowania oś strumienia świetlnego jest odchylona o około 12° w dół od poziomej, a tworząca stożka (patrz rys. 1) leży prawie na drodze kół.

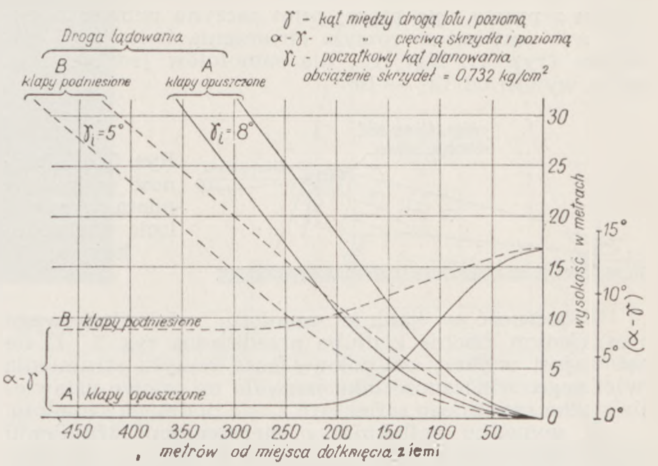
Początkowo ziemia jest poza zasięgiem reflektora i dopiero na wysokości około 80 m. zaczynają być widoczne przedmioty o znacznym współczynniku odbicia świetlnego jak np.: białe ściany domów, dachy i t. p. Na wysokości około 30 m. stają się widoczne krzewy, nierówności terenu i inne przedmioty o małym współczynniku odbicia. Przy 18 m. wysokości zaczyna zarysowywać się rzeczywista powierzchnia lotniska. Przy około 12 m. stają się widoczne oddzielne źdźbła trawy. Pilot wyrównywuje samolot, a w miarę zwiększania się kąta natarcia, strumień świetlny kieruje coraz bardziej w górę, aż w chwili zetknięcia się z lądowiskiem, oś strumienia staje się równoległa do poziomu lądowiska.

Powyższy opis lądowania dotyczy samolotów posiadających kąt planowania około 8° t. zn. większości dwupłatowców i współczesnych jednopłatowców, posiadających klapy. Dla samolotów bardziej opływowych, bez klap, zaleca się kierować strumień świetlny reflektora nieco niżej (rys. 2).

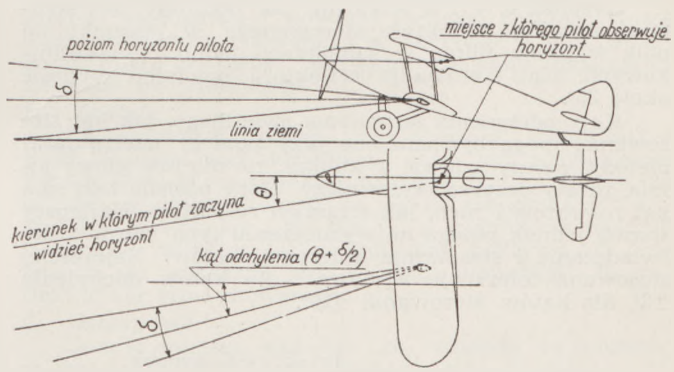
Rysunki 1 i 2 zestawiono na podstawie przeciętnych, otrzymanych z krzywych rysunku 3. Na rysunku tym krzywe B odnoszą się do samolotu o b. małym oporze czołowym; dane dla samolotów o większym oporze czołowym, leżą pomiędzy krzywymi A i B. Samoloty bez klap, lecz o większym oporze czołowym niż te, do których odnosi się krzywa B, będą miały początkowe wartości kątów ($\alpha - \gamma$) aż do 3°, większe niż B. Krzywe te są wykreślone dla obciążenia powierzchni samolotu 73 kg/m². Dla samolotów geometrycznie podobnych, o tym samym obciążeniu powierzchni, krzywe lądowania i pochylenia są identyczne.



Rys. 1 (u góry) i rys. 2 (u dołu). Położenie samolotu i strumienia świetlnego reflektora podczas lądowania (kąt planowania samolotu: rys. 1 — 8°, rys. 2 — 5°).



Rys. 3. Droga lotu i położenie samolotu podczas lądowania.



Rys.4. Położenie strumienia świetlnego reflektora na samolocie jednosilnikowym.

Wzrost obciążenia powierzchni samolotu o danych charakterystykach aerodynamicznych powiększa drogę samolotu, wyprostowanego w prostym stosunku.

Reflektory o sterowanym strumieniu świetlnym.

Reflektory takie są użyteczne przy lądowaniach, gdy widoczność przy ziemi jest zła (mgły). Pożądana jest możliwość odchylenia strumienia świetlnego o około 20° w dół w stosunku do położenia normalnego. W znośnych warunkach atmosferycznych reflektor taki może służyć dla obserwacji objektów (np. podczas bombardowania) z wysokości około 300 m., gdy oś strumienia świetlnego tworzy z poziomą kąt około 40°.

Reflektory na wodnopłatowcach.

W wypadku wodnopłatowców zmiana pochylenia samolotu od planowania aż do pozycji po wodowaniu, wynosi 0° dla wodnopłatowców bez klap i około 3° dla wodnopłatowców z klapami. Oś strumienia świetlnego reflektora w stosunku do położenia na samolotach powinna być przeto conajmniej o 10° niżej położona od poziomu w wypadku dużej fali i więcej nieco w wypadku cichej wody.

W wypadku wodnopłatowców, szczególnie pożądany jest reflektor o sterowanym strumieniu świetlnym. Sterowanie powinno mieć określone dwa położenia; jedno dla poruszania się na powierzchni wody, a drugie — o około 6° niżej dla wodowania.

Położenie strumienia świetlnego.

Strumień świetlny reflektora musi być ustawiony w zależności od widoczności z kabiny pilota. Oś strumienia świetlnego powinna tworzyć z osią podłużną samolotu kąt $\Theta + \frac{\delta}{2}$, gdzie Θ jest kątem osi podłużnej samolotu z prostą, po której pilot zaczyna widzieć horyzont, a δ jest kątem rozsyłu strumienia świetlnego reflektora (rys. 4). Kąt ten, dla samolotów jednosilnikowych, wynosi od 12° — 16°.



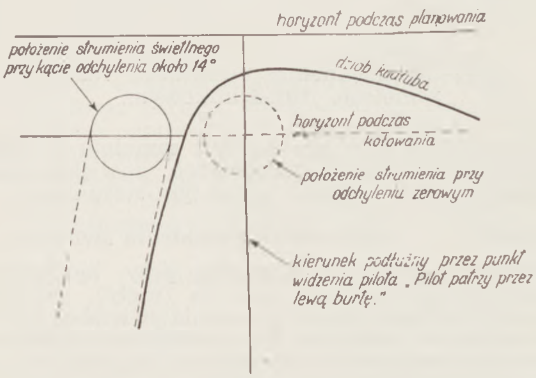
Rys. 5. Widoczność w kabinie pilota w samolocie wielosilnikowym

Widoczność w kabinie samolotu wielosilnikowego o oszklonym dziobie kadłuba przedstawia rys. 5. O ile kąt φ jest większy od połowy kąta rozsyłu strumienia świetlnego, widoczność taka pozwala na osiowe ustawienie stożka świetlnego reflektora z osią podłużną samolotu.

W wypadku reflektora o sterowanym strumieniu świetlnym w płaszczyźnie pionowej, należy go tak ustawiać, aby wewnętrzna krawędź pola oświetlanego poruszała się równolegle do burty samolotu, gdyż tylko wówczas ruch oświetlonego pola będzie zgodny z kierunkiem lotu, co ułatwi pilotowi lądowanie.

Rysunki 6, 7 i 8 wskazują jak położony jest strumień świetlny reflektora sterowanego w stosunku do pola widzenia pilota w samolotach jedno i wielosilnikowych. Kąt sterowania reflektora powinien wynosić około 35°.

Kąty odchylenia strumienia świetlnego, jak kąt sterowania, mogą być ustalone przy pomocy następującej metody: należy ustawić w kabinie, na miejscu głowy pilota, prosty przyrząd celowniczy, który posiada taki sam kąt rozwarcia i ruch, jak strumień reflektora. Najlepszy sposób jednak polega na wyznaczaniu tych kątów z doświadczenia i stosowanie tolerancji kątów. Najczęściej stosowane tolerancje wynoszą: dla kątów odchylenia ±2°, dla kątów sterowania ±10°.



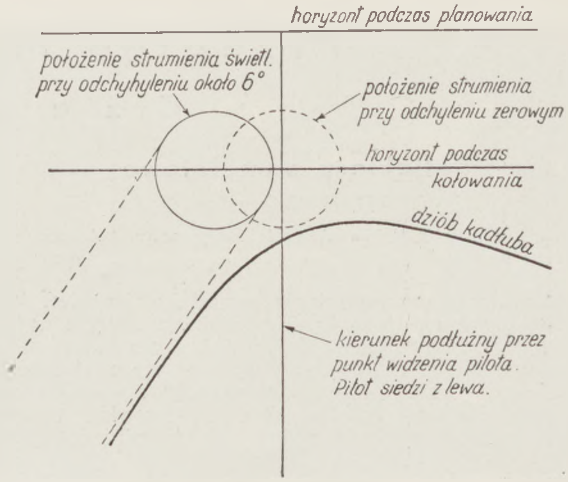
Rys. 6. Położenie strumienia świetlnego reflektora w stosunku do pola widzenia pilota, dla typowego samolotu jednosilnikowego.

Rozpoznanie terenu.

Reflektor stały, który w zasadzie służy do oświetlenia terenu podczas lądowania, jest bezużyteczny gdy chodzi o rozpoznanie terenu. Do tego celu nadają się reflektory sterowane we wszystkich płaszczyznach. Warunkiem koniecznym jest dla tego typu reflektorów, aby urządzenie sterownicze pozwalało na szybkie i pewne ustawienie reflektora w położeniu lądowania.

Kształt strumienia świetlnego.

Normalnie stosuje się reflektory, które mają w przekroju strumień kołowy. Gdy chodzi o używanie reflektora do oświetlenia terenu podczas kołowania, nadaje się strumieniowi świetlnemu kształt trapezoidalny w przekroju, przez zastosowanie szkieł pryzmatycznych i soczewek. Jednakże tego rodzaju zmiany kształtu strumienia świetlnego powodują z jednej strony wzrost cię-



Rys. 7. Położenie strumienia świetlnego reflektora w stosunku do pola widzenia pilota, dla samolotu z kabiną pilota w przodzie kadłuba.

żaru reflektora, z drugiej zmniejszenie maksymalnej światłości, co niekorzystnie odbija się na zasięgu reflektora.

Miejsce zabudowania reflektora.

Przy wyborze miejsca zabudowania reflektora należy pamiętać o następujących warunkach:

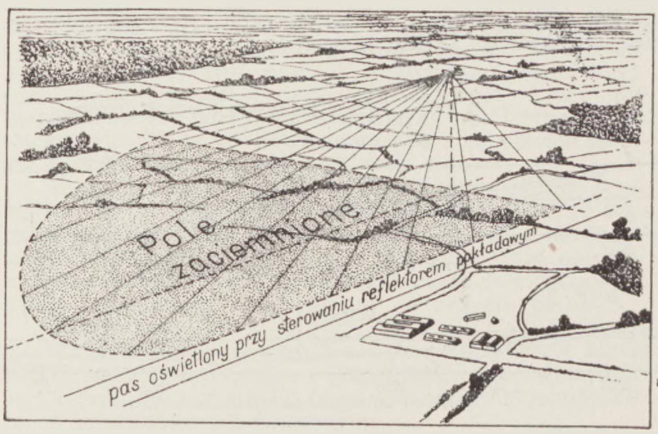
1) Aby odległość między osią strumienia świetlnego, a pilotem była możliwie duża, celem zmniejszenia skutków odbijania się światła od cząsteczek, znajdujących się w powietrzu. Pilot powinien obserwować teren oświetlany poprzez możliwie najmniej naświetloną część przestrzeni.

2) Aby reflektor umieszczony był możliwie nisko, jednak tak, aby dobrze oświetlał teren podczas kołowania.

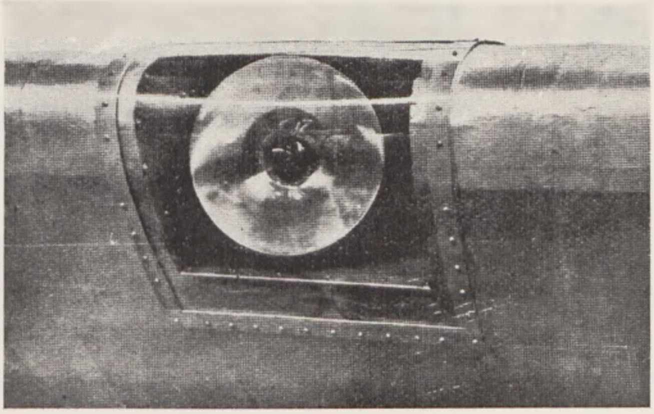
Rys. 9 wskazuje jak zmienia się jasność oświetlanego przedmiotu w zależności od odległości reflektora od oka obserwatora. Reflektor, z którym przeprowadzono próby, posiadał strumień o maksymalnej światłości 300.000 świec międzynarodowych, przy kącie rozsyłu 10°. Warunki atmosferyczne, przy których próby przeprowadzono, były następujące: „opary, widoczność średnia, później mgła". Tej samej nocy dokonano prób celem stwierdzenia jaki jest potrzebny zasięg reflektora w zależności od odległości przedmiotu oświetlanego od samolotu. Wyniki prób ujęto w wykresach na rys. 10 i 11.

We mgle wyniki, otrzymane ze światłem reflektora czerwonym i pomarańczowym, są praktycznie identyczne z wynikami, otrzymanymi ze światłem białym tego samego natężenia.

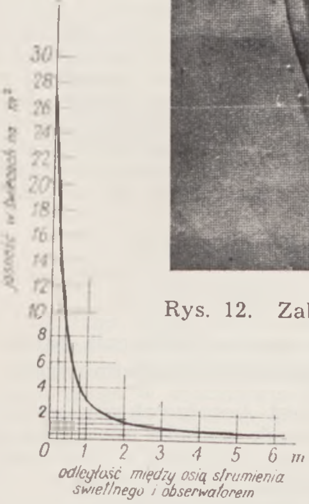
Szczegóły powierzchni, na zasadzie których pilot ocenia swą wysokość podczas lądowania, ujawniają się w przeciętnych warunkach atmosferycznych na wysokości około 15 m nad ziemią. Jasne więc jest, że we mgle różnica w wysokości zabudowania reflektora, wy-



Rys. 8. Położenie pola oświetlonego reflektorem sterowanym w stosunku do pola niewidocznego dla pilota.



Rys. 12. Zabudowanie reflektora w krawędź natarcia skrzydła.



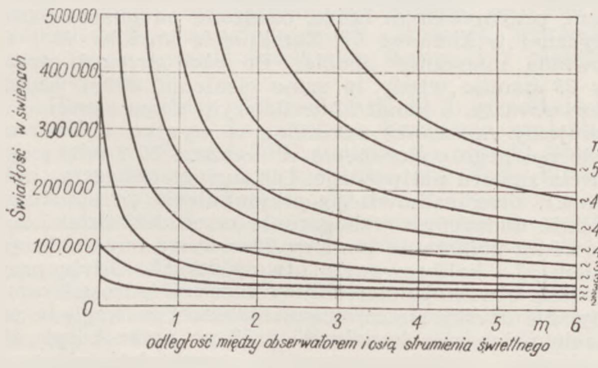
Rys. 9. Krzywa jasności oświetlonego przedmiotu w zależności od odległości reflektora od obserwatora.

nosząca 3 m., może stanowić o złym lub dobrym lądowaniu.

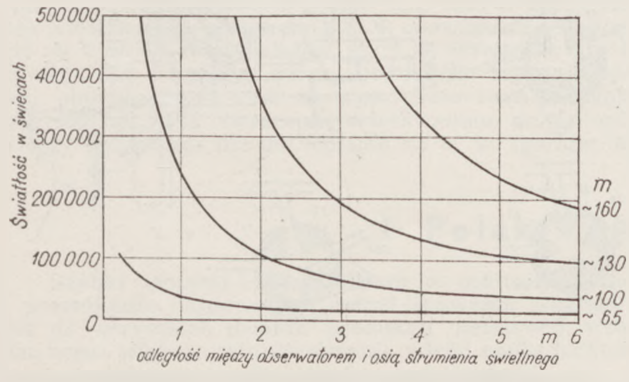
Reflektor, zabudowany na wysokości 2 m. nad ziemią samolotu stojącego na ziemi, rzuca strumień świetlny zbyt daleko naprzód, co jest niekorzystne podczas kołowania.

Z wykresu na rys. 11 obliczyć można, że reflektor o maks. światłości 200.000 świec pochylony 12° względem poziomu, a zabudowany na wysokości 0,6 m. nad ziemią da taki sam efekt świetlny, jak reflektor o maks. światłości 300.000 świec, zabudowany na wysokości 3,7 m. Zostało to potwierdzone wynikami prób.

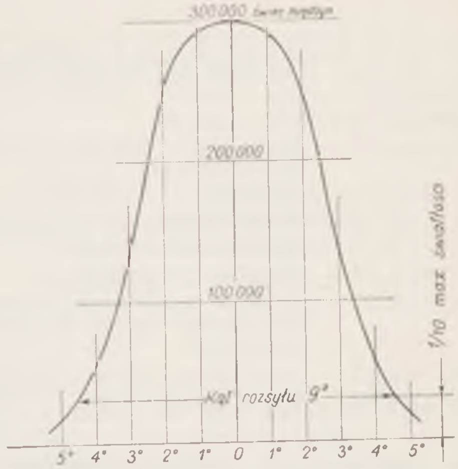
Miejsca zabudowania reflektora na samolocie są następujące:



Rys. 10. Krzywe stałego zasięgu dla przedmiotów o dużym spółczynniku odbicia: białe linie, jasno malowane ściany domów.



Rys. 11. Krzywe stałego zasięgu dla przedmiotów o małym spółczynniku odbicia: krzewy, trawa i t. p.



Rys. 13. Krzywa rozsyłu strumienia świetlnego reflektora.

A. Skrzydło.

Jest to miejsce najczęściej wykorzystywane za wyjątkiem wypadków, gdy wysokość skrzydła nad ziemią przekracza 2,5 m. O ile grubość skrzydła na odległości 30 cm od krawędzi natarcia przekracza 20 cm., należy zabudować reflektor za okienkiem w krawędzi natarcia, jak pokazano na rys. 12. W dwupłatowcach jest to najczęściej niemożliwe i wówczas zachodzi potrzeba stosowania reflektora chowanego w skrzydło, a wysuwanego w miarę potrzeby. Reflektor chowany, najczęściej nie może być sterowany.

B. Kadłub.

W samolotach dużych, a zwłaszcza wielosilnikowych, miejsce pod skrzydłem może być niewygodne. Zabudowywuje się reflektor wówczas pod kadłubem, za pilotem, co daje tę korzyść, że jest on zabudowany b. nisko. Ma to również i złe strony, a mianowicie podczas lądowania reflektor tak zabudowany pokrywa się błotem, to też wskazane jest w takich wypadkach by reflektor był typu chowanego.

C. Osłony kół.

Jest to miejsce wygodne ze względu na możność zastosowania reflektora wbudowanego. Jedyną wadą jest, że osłony zwykle mają kształt, który nie pozwala na uzyskanie dużych kątów pochylenia osi strumienia świetlnego bez obcięcia znacznej części strumienia.

D. Dziób kadłuba.

Miejsce to może być w niektórych wypadkach jedyne ze względów konstrukcyjnych. Należy wówczas stosować reflektor o dużej mocy (co najmniej 350 W), oraz zabudować go możliwie niżej od punktu widzenia pilota.

We wszystkich jednak wypadkach pamiętać należy, że reflektor zabudowany tak, że oś jego strumienia świetlnego leży bliżej niż 2 m. od oczu pilota, może stać się raczej przeszkodą podczas lądowania, zwłaszcza przy złych warunkach atmosferycznych.

Moc i wymiary reflektora.

Doświadczony pilot może lądować pewnie i dobrze, mając zabudowany na pokładzie samolotu reflektor o maksymalnej poosiowej światłości 150.000 świec międzynarodowych przy rozwartości strumienia świetlnego około 8° pod warunkiem, że reflektor jest zabudowany w odległości od pilota nie mniejszej od 3 m., oraz nie wyżej nad 1,5 m. nad ziemią stojącego na ziemi samolotu. Dane te należy uważać za graniczne, przekroczenie których ze względów bezpieczeństwa nie jest wskazane.

Aby zapewnić światłość maks. 150.000 świec m. reflektor nowy musi dawać conajmniej 200.000 świec m. (50.000 świec międz. idzie na straty spowodowane zabrudzeniem lustra, żarówki lub klosza). Aby zapewnić dobre warunki lądowania należy stosować reflektory o maks. światłości 300.000 świec międz. przy kącie rozsyłu strumienia świetlnego 9°. Przykład rozsyłu strumienia świetlnego takiego reflektora podano na rys. 13.

Aby otrzymać takie wyniki świetlne należy stosować żarówki o mocy 200 — 350 W i lustra o średnicy około 165 — 220 mm. Średnice zewnętrzne reflektorów wynoszą odpowiednio 180 — 230 mm.

Patenty

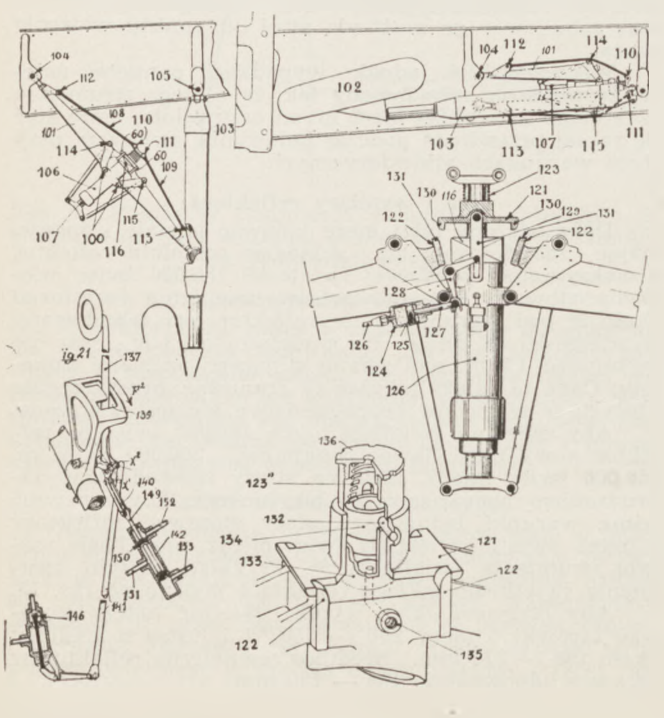
Wyciąg z klasyfikacji Urzędu Patentowego R. P. Klasy, zawierające patenty z głównych dziedzin lotnictwa:

klasa 27 — Dmuchawy, pompy powietrzne względnie sprężarki.
klasa 42 — Przyrządy.
klasa 46 — Silniki spalinowe, o sprężonym powietrzu, sprężynowe i inne.
klasa 60 — Regulatory silników.
klasa 62 — Żegluga powietrzna (aerostaty, aerodyny, urządzenia ogólne do celów żeglugi powietrznej).
klasa 72 — Broń palna, pociski, oszańcowanie.
klasa 74 — Sygnalizacja.

Nr 27365 kl. 62 b, 41 02. Aeroplanes Morane - Saulnier, Societé Anonyme de Constructions Aéronautiques (Puteaux, Francja).

Chowane podwozie do samolotów.

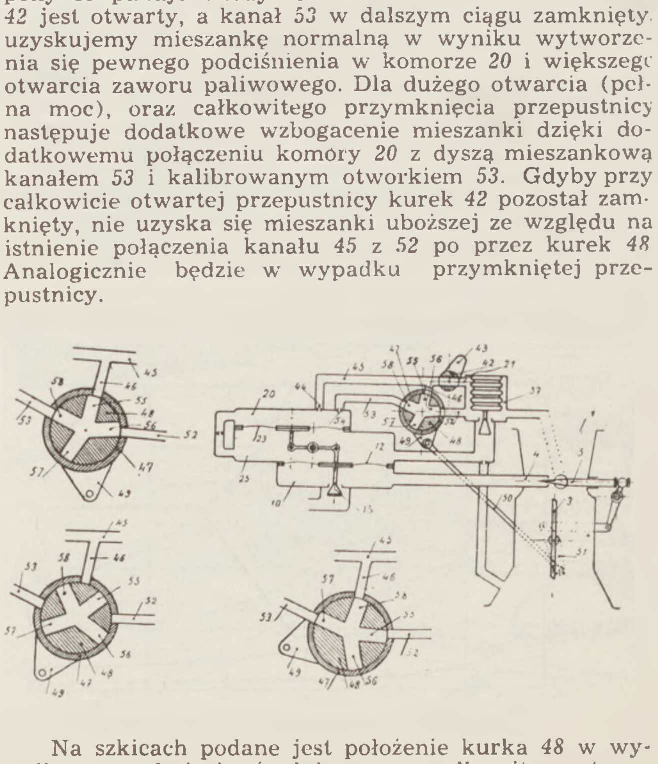
Przedmiotem wynalazku jest trójgoleniowe podwozie samolotowe. W miejscu przegubu łamanej goleni jest umieszczony cylinder z tłokiem *107*, przy czym oś cylindra jest prostopadła do osi goleni w stanie wyprostowanym. Doprowadzenie do wnętrza cylindra oleju lub powietrza pod ciśnieniem, powoduje wysuwanie się tłoka, na skutek czego dwie pary drążków, z jednej strony zaczepione do końca tłoka, a z drugiej do goleni w pewnej odległości od przegubu *100*, sprawiają łamanie goleni i składanie podwozia. Gdy podwozie jest otwarte, oba pręty łamanej goleni są doprowadzone nieco poza położenie, w którym osie ich tworzą jedną prostą. Na wypadek zepsucia instalacji hydraulicznej, umożliwione jest otwarcie podwozia przy pomocy dodatkowego urządzenia nastawczego w postaci 2 grup sznurów gumowych *108* i *109*, dających przy wszystkich położeniach podwozia momenty, usiłujące wyprostować goleń. Sznury gumowe mogą być zastąpione teleskopowym zastrzałem, zawierającym sprężynę. W położeniu otwartym podwozie jest ryglowane przy pomocy zapadki *121*, współpracującej z występami *122* na końcach obu połówek łamanej goleni. Zapadka dociskana jest sprężyną 123. Urządzenie to jest uzupełnione dowolnym dodatkowym urządzeniem (pneumatycznym, elektrycznym, mechanicznym lub hydraulicznym), uruchamianym z kabiny pilota i służącym do odryglowywania zanim zacznie działać urządzenie, łamiące goleń. Podane są dwa warianty hydraulicznego urządzenia odryglowującego: w pierwszym cylinder *127* umocowany jest na jednej z połówek goleni *101*, w drugim — bezpośrednio na zapadce *121*, przy czym olej (powietrze) doprowadzany jest przewodem *135* pod tłok *134*. Uruchamianie we właściwej kolejności urządzenia ryglującego i nastawczego uskuteczniane jest jedną dźwignią, osadzoną na przegubie kardanowym i przesuwającą się w szczelinie *139*. Obrót dokoła osi x^1 powoduje podniesienie zapadki na skutek doprowadzenia czynnika poprzez grzybek 146 do wnętrza cylindra *124*. Obrót dźwigni dokoła osi x^2 powoduje przesuwanie tłoczka *150* w rozdzielaczu *142*, z którego doprowadzany jest olej na jedną lub drugą stronę tłoka *107* urządzenia nastawczego.



Nr 27375 kl. 46 b^2, 18. Societé Générale des Carburateurs Zénith (Levallois - Perret, Francja).

Przeponowe urządzenie do regulacji ciśnienia paliwa, doprowadzanego do gaźników silników spalinowych.

Przedmiotem wynalazku jest bezpływakowy gaźnik do silników spalinowych. Gaźnik posiada mieszankową dyszę *1*, zasilaną paliwem przez rozpylacz *4*, sterowany iglicą *5*, sprzężoną z przepustnicą *3*. Do rozpylacza paliwowego dopływa paliwo z komory paliwowej *10*, do której jest doprowadzane przez przewód *11* i zawór *13*. Komora paliwowa zamknięta jest przeponą *12*, połączoną bezpośrednio z zaworem *13* oraz układem dźwigni z przeponą *23*, zamykającą komorę podciśnieniową *20*. Zależnie od ugięcia przepon, w wyniku mniejszego lub większego otwarcia zaworu *13*, ustala się w komorze paliwowej różne ciśnienie paliwa, a więc i różny spadek ciśnienia, pod którym wypływa paliwo z rozpylacza. Podany schemat (patent obejmuje szereg odmian, różniących się niektórymi częściami i sposobem ich uruchomiania) umożliwia uzyskanie mieszanki normalnej, ubogiej oraz bogatej w zależności od wzajemnych położeń kurków *42* i *48*. Regulacja wysokościowa składu mieszanki otrzymywana jest przez zmianę podciśnienia w komorze *25*, połączonej z dyszą mieszankową przewodem, przymykanym iglicą, osadzoną na puszce barometrycznej w komorze *37*. Zamknięcie kurków *42* i *48* odpowiada mieszance ubogiej. Po obu stronach przepony *23* panuje wtedy to samo ciśnienie. Jeżeli kurek *42* jest otwarty, a kanał *53* w dalszym ciągu zamknięty, uzyskujemy mieszankę normalną w wyniku wytworzenia się pewnego podciśnienia w komorze *20* i większego otwarcia zaworu paliwowego. Dla dużego otwarcia (pełna moc), oraz całkowitego przymknięcia przepustnicy następuje dodatkowe wzbogacenie mieszanki dzięki dodatkowemu połączeniu komory *20* z dyszą mieszankową kanałem *53* i kalibrowanym otworkiem *53*. Gdyby przy całkowicie otwartej przepustnicy kurek *42* pozostał zamknięty, nie uzyska się mieszanki uboższej ze względu na istnienie połączenia kanału *45* z *52* po przez kurek *48*. Analogicznie będzie w wypadku przymkniętej przepustnicy.



Na szkicach podane jest położenie kurka *48* w wypadku przymknięcia, średniego oraz całkowitego otwarcia przepustnicy.

ZWIĄZEK POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

Adres: Al. Szucha 4 m. 66 telefon 705-13 Konto PKO Nr 25.545

GODZINY URZĘDOWANIA:

Prezes: piątki 19-20
Sekretarz: poniedziałki 18-20, środy 18-20
Skarbnik: czwartki 18-20

Sekretariat i czytelnia czasopism czynne codziennie z wyjątkiem świąt i sobót w godzinach 18-20

Dni klubowe — czwartki od 18-ej

Komunikat Nr 2/39

1. Walne Zgromadzenie

Zarząd przypomina członkom, że Zwyczajne Walne Zgromadzenie ZPIL odbędzie się dnia 12 lutego 1939 r. (niedziela) o godz. 10.30 w gmachu Instytutu Aerodynamicznego w Warszawie (ul. 6-go Sierpnia 50). Porządek dzienny był rozesłany członkom w komunikacie nr 1/39 dnia 11 stycznia b. r.

2. Składki członkowskie za rok 1938

Zarząd przypomina Kolegom, zalegającym z opłatą składek za rok ubiegły, o obowiązku uregulowania zaległości.

3. Nowoprzyjęci członkowie

Inż. Hoszowski Mieczysław — Warszawa.
Inż. Jaworski Wiktor — Warszawa.
Inż. Matzke Władysław Piotr — Warszawa.
Inż. Polny Włodzimierz Julian — Biała Podlaska.

4. Sprawa ustawy o tytule inżyniera

Rada Ministrów uchwaliła ostatnio projekt ustawy o tytule inżyniera i ma go niebawem przedłożyć Izbom Ustawodawczym. Brzmienie projektu było w streszczeniu ogłoszone w prasie codziennej i odpowiada projektowi rządowemu, wniesionemu na ostatniej sesji ciał ustawodawczych z uwzględnieniem poprawek, wprowadzonych przez komisję oświatową Sejmu, i z niektórymi uzupełnieniami.

Komisja Akcji i Prezydium N. O. I. wysuwają pewne zastrzeżenia co do obecnego brzmienia projektu. Ze swej strony, Zarząd ZPIL uważa, że projekt powinien być uzupełniony w tym kierunku, aby Rady Wydziałowe szkół akademickich mogły w wyjątkowych wypadkach dopuścić do egzaminu wymaganego do uzyskania tytułu inżyniera także osoby, które żadnej szkoły technicznej nie ukończyły.

Wobec konieczności wszczęcia akcji w tej sprawie, Komisja Akcji, stwierdzając wyczerpanie funduszu prasowego N. O. I., zwróciła się do związków inżynierskich o wpłacanie składek na fundusz prasowy.

5. Fundusz Akcji w obronie tytułu inżyniera

Zarząd przypomina Kolegom, że w myśl uchwały Zjazdu Delegatów N. O. I. z dnia 13.I. 1938 r. każdy członek Związku należącego do N. O. I. obowiązany jest wpłacić od 2 do 10 zł na fundusz akcji w obronie tytułu inżyniera. Za członków, którzy obowiązku tego nie spełnili, obowiązane są teraz do wpłat same związki. Wobec tego Zarząd ZPIL zwraca się z wezwaniem do Kolegów, którzy dotychczas nic nie wpłacili na w. w. fundusz, aby w jak najkrótszym czasie wnieśli do kasy ZPIL (na konto w P.K.O. nr 25.545, na ręce skarbnika, lub też Kolegów upoważnionych do zbierania składek) odpowiednią kwotę, zaznaczając wyraźnie cel wpłaty. Zarząd ma nadzieję, że nikt z Kolegów przez zaniedbanie tej drobnej wpłaty nie przyczyni się do uszczuplenia funduszów Związku.

6. Bal inżynierski

Naczelna Organizacja Inżynierów R. P. wraz z warszawskimi związkami i stowarzyszeniami inżynierów (w tej liczbie i ZPIL) organizują II Reprezentacyjny Bal Ogólno-Inżynierski. Bal ten odbędzie się w gmachu Stowarzyszenia Techników (Czackiego 3/5) w dniu 11 lutego b. r. Przedstawicielami ZPIL w Komitecie Organizacyjnym są kol. kol. L. Łabuć i T. Świderski. Informacji udziela kol. Łabuć (Instytut Aerodynamiczny, ulica 6-go Sierpnia 50, tel. 8-96-25) lub Sekretariat ZPIL. Ze względów organizacyjnych uprasza się Kolegów, którzy pragną wziąć udział w balu, o wcześniejsze zgłaszanie się w Sekretariacie ZPIL. Zaproszenia na bal i bliższe szczegóły będą osobno rozesłane wszystkim członkom Związku.

7. Kurs spawalniczy

Stowarzyszenie dla Rozwoju Spawania i Cięcia Metali i Stowarzyszenie Inżynierów Mechaników Polskich organizują Wyższy Kurs Spawalnictwa dla Inżynierów. Zawiadomienia o kursie były osobno rozesłane członkom ZPIL. Bliższe informacje i zapisy pod adresem: „Wyższy Kurs Spawalnictwa dla Inżynierów", Warszawa, ul. Zgoda 10, m. 3, tel. 560-47, wewn. 13. Projekt i program szczegółowy kursu można przejrzeć również w Sekretariacie ZPIL.

8. Pierwszy Polski Zjazd Spawalniczy

Z inicjatywy szeregu stowarzyszeń technicznych, do której przyłączył się ZPIL, odbędzie się w Warszawie w dniach 20—22 kwietnia Pierwszy Polski Zjazd Spawalniczy. Warunki uczestnictwa znajdują się na innym miejscu w niniejszym zeszycie „Techniki Lotniczej". Karty zgłoszenia udziału można na życzenie otrzymać w Sekretariacie ZPIL, lub też w Komitecie Organizacyjnym Zjazdu (ul. Zgoda 10, m. 3, tel. 560-47, wewn. 13).

Członkowie ZPIL, jako jednego ze stowarzyszeń organizujących Zjazd, mają prawo do wzięcia udziału w Zjeździe za opłatą zł 5 (zamiast normalnej zł 10).

Z ramienia ZPIL do Komitetu Organizacyjnego Zjazdu wszedł kol. Zbigniew Lisowski.

Za Zarząd
Sekretarz: *(—) E. Kosko.* Prezes: *(—) W. Challier.*

I Polski Zjazd Spawalniczy

Szybki rozwój spawalnictwa w ostatnich latach i przenikanie najnowszych metod spawania i zgrzewania do wszystkich działów produkcji metalowej, wzbudza coraz większe zainteresowanie wśród ogółu technicznego do tej nowej gałęzi wiedzy technicznej.

O znaczeniu, jakiego nabiera spawalnictwo w Polsce świadczy rozwój szkolnictwa spawalniczego, zorganizowanie Wyższego Kursu Spawalnictwa dla Inżynierów, prace organizacyjne nad stworzeniem Polskiego Instytutu Spawalniczego itp.

W przypuszczeniu, że przegląd wyników osiągniętych przez spawalnictwo polskie, zapoznanie się z jego potrzebami i wytyczenie drogi dalszego rozwoju, byłoby bardzo na czasie i mogłoby wywołać większe zaintere-

sowanie w kołach technicznych, cztery stowarzyszenia techniczne: Stowarzyszenie dla Rozwoju Spawania i Cięcia Metali w Polsce, Stowarzyszenie Hutników Polskich, Stowarzyszenie Inżynierów Mechaników Polskich i Związek Polskich Inżynierów Budowlanych postanowiły zorganizować

I POLSKI ZJAZD SPAWALNICZY.

Zjazd odbędzie się w dniach 20 — 22 kwietnia 1939 roku w Warszawie. W Zjeździe mogą brać udział wszyscy interesujący się zagadnieniami spawalnictwa. Termin nadsyłania prac na Zjazd — 10 luty 1939 r.

Opłaty za uczestnictwo w Zjeździe ustalono w wysokości następującej:

członkowie Stowarzyszeń organizujących Zjazd	5 zł
inni uczestnicy	10 zł
słuchacze Politechnik	3 zł
członkowie wspierający (osoby prawne) minimum	100 zł

Ci ostatni z prawem delegowania 4 przedstawicieli, którzy będą mieli wszystkie prawa zwykłych członków Zjazdu.

Zgłoszenia należy przesyłać do Biura Komitetu Organizacyjnego I Polskiego Zjazdu Spawalniczego, Warszawa, Zgoda 10 m. 3 (tel. 650-47, wewn. 13).

Listy do redakcji

OD REDAKCJI

W związku z zamieszczonym przy artykule inż. Wolskiego (Materiały niemetalowe w lotnictwie, Technika Lotnicza, Nr 10, 1938 r., str. 312) przypiskiem redakcji, otrzymaliśmy od autora list zawierający prośbę o wydrukowanie skierowanego do niego w tej sprawie listu prof. Hubera. Jak wynika z zamieszczonego niżej listu tego, pokrewieństwo opisanej przez inż. Wolskiego metody z metodami stosowanymi w konstrukcjach żelbetowych, na co zwróciła uwagę redakcja w swoim przypisku, w najmniejszym stopniu nie umniejsza samodzielności ujęcia zagadnienia przez inż. Wolskiego. W liście swym zwraca inż. Wolski ponadto uwagę na to, że prof. Huber w swoich wzorach (w pracy z 1905 r.) do wyznaczenia warstwy obojętnej w belkach żelazobetonowych wprowadza pola zastępcze proporcjonalne do E, gdy inż. Wolski (nie znając tej pracy) potraktował E jako zmienną gęstość pola przekroju belki.

Warszawa, dnia 15 listopada 1938 r.

Szanowny Panie Inżynierze!

Z wielkim zainteresowaniem przeczytałem Jego artykuł w „Technice Lotniczej" pt. „Materiały niemetalowe w lotnictwie". W części I zdołał Sz. Pan na niewielkim obszarze pomieścić znaczną ilość wzorowych rozumowań teoretyczno-wytrzymałościowych, które pozwoliły Mu wyprowadzić 9 bardzo cennych wniosków sformułowanych ściśle i niezwykle jasno. Podniósłbym obie ręce gdyby przyszło głosować nad nimi, czyniąc chyba jedno drobne zastrzeżenie. W zdaniu wniosku 8-go „powiększenie wartości drewna (przez prasowanie) *nie zawsze* będzie pożądane w konstrukcji" zastąpiłbym raczej „nie zawsze" przez *rzadko kiedy*.

Ale to drobiazg, na który Sz. Pan z pewnością się zgodzi bez dyskusji szczegółowej.

Część II zawiera zwięźle i jasno przedstawioną metodę wyznaczania warstwy obojętnej i naprężeń w zginanych dźwigarach niejednorodnych, które Sz. Pan opracował samodzielnie nie znając najwidoczniej opracowań tego tematu w piśmiennictwie konstrukcyj żelazno-betonowych. Z tego to powodu znalazła się w odsyłaczu na str. 312 uwaga redakcji stwierdzająca, że taką metodę stosują w „konstrukcjach żelbetowych".

Ponieważ doszło do mojej wiadomości, że tą uwagą Sz. Pan uczuł się dotknięty, przeto poczuwam się do obowiązku wyrażenia mojej opinii, kierowanej nie tylko szczerym uznaniem i szacunkiem dla Jego pracy na polu techniczno-naukowym, ale także obiektywnością utrwaloną przeszło 40-letnią moją pracą na tymże polu.

Otóż na arenie naszych nauk technicznych zdarza się nader często, że idee rozwiązania pewnych zagadnień aktualnych powstają niezależnie od siebie w środowiskach naukowych różnych specjalności technicznych. Tak było i w tym przypadku, sądzę więc, że nie ma powodu do urazy.

Dla poparcia mojej opinii pozwalam sobie przesłać uprzejmie Sz. Panu z prośbą o zwrot (jedyną) odbitkę jaką rozporządzam jednej z mych prac z r. 1905, w której na str. 11 znajdują się rysunki dość wymowne. Dodam jeszcze, że przed kilkunastu laty zdarzyło mi się przy sposobności ogłoszenia innej mojej pracy w C. R. Akademii Paryskiej, że jeden z jej członków — obecnie już nieżyjący I. Boussinesq zwrócił mi w ogromnie interesującym i obszernym liście uwagę na to, że już w roku mego urodzenia ogłosił pracę zawierającą inny co prawda wywód teorii, którą wyprowadziłem samodzielnie i zastosowałem po raz pierwszy do ważnych technicznie zagadnień płyt ortotropowych.

W nadziei, że intencje mego listu będą życzliwie ocenione przez Sz. Pana, łączę wyrazy prawdziwego szacunku i szczerej życzliwości.

(—) M. T. Huber

Nowe wydawnictwa

STRZELANIE W LOCIE — S. Rukawisznikow — przełożył z rosyjskiego i uzupełnił uwagami mjr. pil. inż. R. Hirszbandt; str. IV + 313 form. A 5. Wyd. Instytut Techniczny Lotnictwa (Biblioteka Podręczników Technicznych Nr 3). Warszawa 1938. Z zasiłku Zarządu Głównego L.O.P.P.

Wobec braku polskiego wojskowego dorobku literackiego z dziedziny strzelań w lotnictwie, wydanie powyższej książki należy powitać z pełnym uznaniem. Korzyści jakie przynosi wydanie tego podręcznika napisanego w formie popularnej, a zatem dostępnej dla szerszego ogółu czytelników pracujących w zakresie lotnictwa, mogą być bardzo duże.

Podręcznik ten przedstawia całokształt zagadnień z dziedziny strzelania z karabinów lotniczych do celów stałych i ruchomych w różnych warunkach, zależnie od kierunku kursu lotu, szybkości samolotów, wysokości lotu w czasie strzelania, kąta podniesienia broni i wpływów atmosferycznych z uwzględnieniem obliczeń prawdopodobieństwa trafienia.

Autor porusza w nim problemy stosowania różnego rodzaju sprzętu strzeleckiego, a w szczególności przyrządów celowniczych oraz uzbrojenia strzeleckiego samolotów różnych typów, ujmując pewne grupy zagadnień w poszczególne rozdziały.

Na wstępie w rozdz. I podaje autor krótki zarys zjawisk balistycznych występujących przy strzelaniu z broni w czasie ruchu pocisku w lufie i poza lufą. Podobne ujęcie tematu ułatwiającego podejście do dalszej treści książki uznać należy za słuszne, gdyż znajomość odpowiednich zjawisk balistycznych jest niemal niezbędna dla istotnego zrozumienia zasadniczej treści podręcznika.

Rozdziały II, III i V omawiają teorię strzelania w odniesieniu do strzelań z broni lotniczej na samolocie z uwzględnieniem wszelkich możliwości wypadków strzelania do celów stałych, ruchomych itd. Podają one nadto opis i obliczenie celowników lotniczych broni maszynowej.

Na szczególną uwagę zasługuje rozdział V, w którym autor podaje cały szereg przykładów strzelania w dzień i w nocy dla różnych kursów lotu, oraz sposób użycia przyrządów celowniczych w wypadku kiedy szybkość celu i odległość nie odpowiadają szybkości

i odległości przyjętej dla obliczeń celowników. Nadto porusza problemy strzelania w locie nurkowym do celów ziemnych i strzelanie według oceny szybkości względnej, oraz sposób strzelania amunicją smugową.

Cały szereg obliczeń w tym rozdziale jest oparty na teorii prawdopodobieństwa trafienia, którą autor ujmuje, może zbyt szczegółowo w rozdz. IV.

Rozdział VI traktuje o technice użycia broni lotniczej oraz o bojowych właściwościach różnych typów samolotów. Rozdział ten zawiera ogólny opis karabinów maszynowych, armatek lotniczych, amunicji, fotokarabinów, oraz porusza zarys teorii strzelania przez śmigło. Sposób użycia do ćwiczeń strzeleckich foto-kb i foto-k.m. jest opracowany jasno i szczegółowo.

Opancerzenie samolotów ujmuje autor przedstawiając prace podjęte w tym kierunku, ograniczające się tylko do częściowego opancerzenia najbardziej czułych elementów samolotu.

Książki pisane w popularnej formie zawierają z natury rzeczy pewne usterki i niedociągnięcia wynikające częstokroć z konieczności pomijania ścisłej teorii, a to w celu lepszego uprzystępnienia czytelnikowi niektórych więcej skomplikowanych zjawisk.

Niektóre z zauważonych usterek wyjaśnia sam tłumacz podręcznika.

Nasuwają się różne uzupełnienia wiadomości podanych przez autora. Wywołanie szerszej dyskusji, jeśli mowa o budowie i użyciu sprzętu uzbrojenia, mogłoby dać korzyści tak naukowe jak i praktyczne.

Tak np. (w § 5, str. 14, wiersz 27...) zdaniem autora czas T od początkowej fazy funkcjonowania mechanizmu spustowego do chwili przelotu pocisku przez płaszczyznę obrotu śmigła nie jest stały, przyczynę zaś tego zjawiska upatruje autor w niejednolitości ciężarów ładunków, oraz pocisków.

Podane przyczyny są wprawdzie słuszne, nie mniej wpływają one tylko nieznacznie na zmianę czasu T.

Główne natomiast przyczyny, których autor nie podaje, a od których zależy wielkość czasu T, a tym samym bezpieczeństwo strzelania przez śmigło, zależne sa od stopnia wyregulowania uzgadniacza (synchronizatora) i od jego konstrukcji, nadto od wszelkich zanieczyszczeń i uszkodzeń mechanicznych, działających hamująco na ruch iglicy w zamku.

Przyczyny powyższe są do tego stopnia ważne, iż mogą spowodować wypadki przejścia całej wiązki strzałów przez śmigło i urwanie śmigła.

W sprawie działania oporu powietrza na donośność pocisku, autor książki wyraża pogląd, iż przy kącie podniesienia 30° pocisk karabinowy osiąga największą donośność, równą 5 km. W próżni przy tym samym kącie podniesienia uzyskałby donośność 65 km (§ 7, str. 17, wiersz 17...). Pogląd powyższy jest właściwy dla pocisku specjalnego wzoru, gdyż wedle praw balistyki zmniejszenie donośności powodowane działaniem siły oporu powietrza zależy od kształtu pocisku, ciężaru, szybkości, kalibru itd. Na uzasadnienie tego prawa przytoczyć można zjawisko rzeczywiste, iż pocisk ciężki „SC" posiada donośność w powietrzu o wiele większą aniżeli pocisk lekki „S", jakkolwiek pocisk „SC" posiada szybkość początkową o 100 m/sek mniejszą od pocisku „S". Wskutek działania oporu powietrza zmniejszenie donośności, w zależności od kalibru pocisku, kształtu, ciężaru i szybkości, waha się w granicach od 0% do 95% tej donośności, którą uzyskałby pocisk w próżni.

Pewne uwagi i rozważania nasuwa także pogląd autora na zależność oporu od szybkości. Wedle jego twierdzenia dla szybkości zbliżonych do szybkości głosu, opór wzrasta w przybliżeniu proporcjonalnie do pewnej potęgi —od trzeciej do piątej (§ 7, str. 19, wiersz 5...). Z powyższego wynikałoby, że krzywa oporu wykazuje ogromne skoki.

W rzeczywistości sprawa przedstawia się inaczej, gdyż odpowiednia krzywa jest linią ciągłą, bez raptownych skoków. Zależność siły oporu powietrza od szybkości wyraża się pewną funkcją:

$$f(v) = b \cdot v^n$$

Wykładnik n zmienia się tu wprawdzie w zależności od szybkości pocisku, lecz równocześnie zmienia się także i współczynnik b, również zależny od szybkości pocisku. Gdy n rośnie to b maleje i naodwrót.

Zdaniem autora opór powietrza maleje, gdy tylna część pocisku posiada kształt stożka ściętego o długości nieprzekraczającej 1 kalibru (§ 7, str. 19, wiersz 19...).

Stożkowatość tylnej części pocisku istotnie osłabia w znacznym stopniu wpływ oporu powietrza na ruch pocisku, ale zależy to nie tylko od wysokości stożka ściętego, lecz przede wszystkim od kąta pochylenia tworzącej stożka, o czym autor nie wspomina. Kąt tego pochylenia nie może być zbyt duży, gdyż jak wykazują przeprowadzone próby, oddziaływa to ujemnie na celność pocisku.

Niewłaściwość pojęć autora przejawia się w twierdzeniu, jakoby temperatura wybuchu prochu bezdymnego nitrocelulozowego, lub nitroglicerynowego wynosić miała około 2500°C (§ 2, str. 7, wiersz 2...). Tymczasem jedną z zasadniczych cech i właściwości balistycznych tych prochów jest różnica temperatur wybuchu, wynosząca około 2000°C dla prochu nitrocelulozowego, dla nitroglicerynowego zaś około 3000°C. Chociaż lepszy jest pod niektórymi względami proch nitroglicerynowy, do amunicji karabinowej stosuje się chętniej proch nitrocelulozowy, gdyż wobec niższej temperatury wybuchu mniej wpływa na niszczenie się lufy. W polskich warunkach stosuje się dla amunicji karabinowej prochy nitrocelulozowe.

Odnośnie przechowywania amunicji lotniczej wyraża autor pogląd, iż jest ono niezalecane bez opakowania hermetycznego, gdyż inaczej mogą wystąpić różnice w szybkości początkowej, dochodzące do 30—40 m/sek (§ 17, str. 53, wiersz 11...).

Obojętne jest skąd autor uzyskał te dane, jednak nie miałyby one i tak istotnego znaczenia przy strzelaniu. Przy przechowywaniu amunicji przyjąć należy nie jako zalecenie, ale jako bezwzględną zasadę, iż amunicja ta powinna być opakowana hermetycznie. Przy niehermetycznym opakowaniu może nastąpić zawilgocenie kapiszonu lub ładunku, co nie tylko wpływa na zmniejszenie szybkości, lecz przede wszystkim powodować może opóźnione wypały, lub w ogóle niewypały, a tym samym przerwę ognia, bardzo niekorzystną przy krótkiej walce w powietrzu.

Trudno też pominąć twierdzenia autora, że ruch wirowy pocisku zapobiega przewróceniu się pocisku pod działaniem siły ciężkości (§ 21, str. 64, wiersz 28...).

Twierdzenie to jest błędne, gdyż siła ta nie może wywołać momentu obrotowego pocisku, ponieważ działa w jego środku ciężkości.

Naszkicowany w książce wykres szybkostrzelności k. m. pilota (§ 41, str. 257, rys. 199) nie uwzględnia wpływu kąta strzału.

W ramach szkicu wykres ten jest istotny dla tego wypadku kiedy uzgadniacz jest wyregulowany na kąt strzału równy zeru. Dla uzupełnienia tego podam, że kąt strzału wywiera znaczny wpływ na zwiększenie szybkostrzelności broni w niektórych okresach obrotów śmigła. Poza tym wyregulowanie uzgadniacza na pewien kąt strzału jest korzystne ze względu na pewność działania uzgadniacza.

Przy regulacji uzgadniacza na właściwy kąt strzału należy pamiętać, że nie może on przekraczać określonej próbami granicy, gdyż powoduje to przy pewnych obrotach śmigła zwiększenie kąta α przejścia śmigła.

Jako warunki rażenia człowieka stawia autor wymagania, aby siła żywa E wynosiła 8 kgm, jaką pocisk ma jeszcze przy szybkości $V = 130$ m/sek, natomiast dla rażenia załogi samolotu żąda, aby siła żywa E wynosiła 30 kgm, co odpowiada szybkości $V = 250$ m/sek (§ 42, str. 265, wiersz 24...).

Podobne stawianie sprawy bez podania przyczyny powodującej tak znaczne różnice w szybkościach i energii jest dziwne i wymaga wyjaśnienia. Można dopatrywać się tych różnic chyba w okoliczności, że cel jest ruchomy, więc szybkość z jaką pocisk uderza w cel jest wypadkową z szybkości końcowej pocisku i samolotu. Przy zgodnych kierunkach ruchu samolotu i pocisku szybkość pocisku może wynosić $130 + V_s$ (V_s — szybkość samolotu) — w przeciwnym zaś wypadku $130 - V_s$, czyli może być mniejsza od 130 m/sek.

Jak już na wstępie wspomniałem, znaczną rolę przy ujmowaniu tematu i jego omawiań odgrywa wzgląd na popularyzację i przystępność zagadnień. Podejście takie skłania czytelnika do podejmowania analizy myślowej poszczególnych fragmentów książki, czy tych lub innych kwestii.

Nawet opis muszki wiatrowej angielskiej Normana i francuskiej Le Prieura, zagadnienie stosunkowo nieznaczne w porównaniu z całokształtem treści, nasuwa pewne uwagi (§ 23, str. 82, wiersz 19...).

Zasada działania i sposób użycia obu typów jest jednakowy. Wobec prostej konstrukcji muszki Le Prieura w porównaniu z muszką Normana nasuwa się jednak pytanie, którego autor nie wyjaśnia, dlaczego chętniej stosowana bywa muszka Normana, a nie prostsza w wykonaniu muszka Le Prieura.

Uważam, że przyczyną tego zdaje się być niedogodność celowania, gdyż w muszce wiatrowej Le Prieura (rys. 60) kulka muszki i statecznik znajdują się na jednym ramieniu obrotowym, więc w pewnych a częstych wypadkach strzelania statecznik zasłania cel. W muszce Normana (rys. 58) ramię statecznika znajduje się o wiele niżej od ramienia kulki muszki.

Przechodząc do opisu i charakterystyki różnych rodzajów pocisków nie podaje autor dokładnie jakiego rodzaju pociski stosowane bywają w lotnictwie i jakie użytkowo należy uważać za najkorzystniejsze w lotnictwie. Ponieważ temat ten jest obecnie na czasie, więc w krótkim zarysie podaję niżej charakterystykę, którą według mego zdania należy uwzględnić przy wyborze odpowiedniego typu i rodzaju amunicji.

Wybierając amunicję należy z punktu widzenia jej największej skuteczności uświadomić sobie z jakiej odległości odbywa się walka w powietrzu (od 400 do 600 m) oraz należy uwzględnić następujące wielkości:

a) Czas przelotu pocisku dla przyjętej odległości strzelania.

Ma on bardzo ważne znaczenie przy strzelaniu do celów ruchomych, gdyż od czynnika czasu zależy wyprzedzenie celu; odnośny czas powinien być jak najkrótszy.

b) Szybkość początkowa pocisku wpływająca zarówno na przeniesienie spowodowane szybkością samolotu strzelającego z k. m. obserwatora, jak również wpływająca na wielkość kąta przejścia śmigła przy strzelaniu z k. m. pilota. Tak w jednym jak i w drugim wypadku szybkość początkowa powinna być jak największa.

c) Wpływ amunicji na zacięcia karabinów maszynowych. Wpływ ten zależy nie tylko od dokładnego wykonania naboi i od siły zacisku pocisku w łusce, ale zależy także od głębokości osadzenia pocisku w łusce. Próby strzelania z k. m. pil. wz. 36 wykazały, że głębokość osadzenia pocisku w łusce ma w mniejszym lub większym stopniu związek ze zjawiskiem zacięć i wyłamań naboi.

d) Zdolność rażenia i niszczenia. Za czułe miejsca należy uważać załogę, zbiornik, silnik oraz w pewnych wypadkach bomby lotnicze.

e) Charakterystykę toru i celność.

f) Ciężar pocisku, który jest ważny do pewnego stopnia, a to ze względu na obciążenie samolotu.

g) Różnice ceny różnych rodzajów naboi. Wobec innych znacznych kosztów prowadzenia walki w powietrzu i małego zużycia amunicji w lotnictwie w porównaniu z piechotą lub inną bronią, cena jej przy doborze amunicji nie powinna odgrywać poważniejszej roli.

Odnośny wybór amunicji ułatwia podana poniżej charakterystyka (p. tablica).

TABLICA

Wyszczególnienie	Pociski ostre:			Pociski specjalne:	
	lekki „S“	ciężki „SC“	Panc. „P.“	Zap. „Z“	świetl. „PS“
Czas przelotu t w sek. na 400 i 500 m. dla k.m. Vickers	0,54—0,71	0,60—0,77	0,56—0,75	0,58 400	0,58/400
Szybkość początkowa V_{25} w m/sek	860	760	780	820	860
Kąt przejścia śmigła dla 2100 obr./min. (Odległość k.m. od płaszczyzny śmigła 1.5 m)	84^0	89^0	87^0	86^0	84^0
Siła zacisku pocisku w łusce	od 25 do 55 kg				
Głębokość osadzenia pocisku w łusce	4,7 mm	11,7 mm	13,7 mm	14 mm	
Zdolność przebijania z odległości 100 m (blachy stal.)	2 mm	3 mm	11 mm		5 mm
Ciężar pocisku	10 g	12,8 g	11,9 g	11 g	10 g
Rozrzut: średnica koła z odległ. 100 m dla 20 strzałów	12 cm	16 cm	18 cm	15 cm	30 cm
Cena naboju	25,2 gr	25,3 gr	42,9 gr	53,5 gr	60,5 gr

Wobec charakterystyki amunicji uwidocznionej w podanej tablicy, oraz w uwzględnieniu uwag poruszonych w treści niniejszego omówienia można przyjąć, że do strzelań lotniczych z k. m. najkorzystniejszą jest amunicja przeciwpancerna „P“.

Pilot i obserwator, których zadaniem prócz latania jest przede wszystkim strzelanie, niechybnie zainteresują się problemami poruszonymi i roztrząsanymi przez autora. Dla właściwego podejścia do praktyki strzelania w locie nie wystarcza znajomość pewnych formułek, przepisów i tabel strzelniczych, lecz znajomość, chociażby w popularnej nawet formie, teorii strzelania w locie i zasady budowy sprzętu uzbrojenia.

Omawiany podręcznik „Strzelanie w locie“, pomimo pewnych wykazanych i innych pominiętych przeze mnie usterek i niedociągnięć, spełnia właśnie to zadanie dobrze, cały zaś szereg zawartych w nim przykładów ułatwia w wielkim stopniu opanowanie zasad strzelania w czasie lotu.

Znajomość powyższych zasad ma także doniosłe znaczenie dla konstruktorów sprzętu uzbrojenia lotniczego.

Z praktyki czasów wojny światowej, jak i z relacji znanych lotników uczestników wojny znane jest, że wszelkie sukcesy w walkach powietrznych zależą w wysokim stopniu od należytej znajomości sprzętu uzbrojenia, oraz od wyszkolenia strzeleckiego. Nader doniosłe są w tym względzie niektóre twierdzenia słynnego dowódcy niemieckiej eskadry lotniczej Richthofena („Przegl. Lotn.“ październik 1938), który uważał iż:

„Najważniejszą rzeczą dla myśliwca jest karabin maszynowy.

Lotnik musi go tak opanować, żeby znał każdą przyczynę zacięcia.

Gdy wracam na lotnisko, a miałem zacięcie, to najczęściej mogę dokładnie powiedzieć, co było przyczyną zacięć...

Pilot, a nie rusznikarz, odpowiada za to, żeby karabin maszynowy doskonale strzelał...

Dobrze strzelający karabin maszynowy jest więcej wart od dobrze pracującego silnika...

Do samego latania przywiązuję mniejszą wagę. Zestrzeliłem moich pierwszych 20 przeciwników, kiedy mi jeszcze latanie sprawiało duże trudności“.

W. H.

118 Zakłady Drukarskie W. Piekarniaka, Warszawa, Ordynacka 3, tel. 614-59.